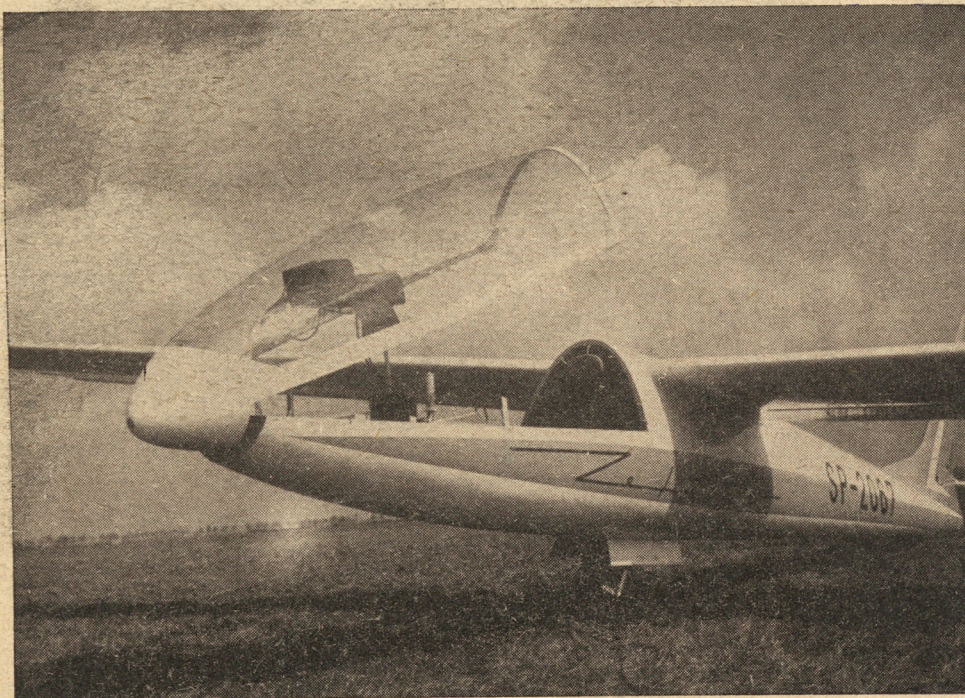


3-4

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH  
MARZEC ■ 1961 ■ KWIECIEŃ



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

# Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

## Aerodynamika, cz. III

### Opory szkodliwe

opracowała mgr inż. E. Lewalska

Ponieważ kadłuby nie zawsze mają ostry nosek, warto jest rozważyć opory falowe brył obrotowych o łagodnie zaokrąglonym nosku.

Zależność oporu falowego od liczby Macha  $Ma$  (w przepływie niezakłóconym) i od kształtu łagodnie zaokrąglonego noska podane jest na wykresie (l.p. 32).

Krzywe, rysowane linią ciągłą, są wynikiem prac eksperymentalnych. Krzywe kreskowane są interpolowane lub extrapolowane. Rozrzut punktów eksperymentalnych zawiera się w granicach do 10% wartości wyznaczających krzywe.

Dla określonego współczynnika  $C_x$  opór będzie wynosił:

$$P_x = \frac{1}{2} \rho v^3 \pi R_1^2 C_x$$

lub

$$P_x = \frac{1}{2} \gamma \rho Ma^2 \pi R_1^2 C_x$$

gdzie  $\rho$  — gęstość strumienia niezakłóconego,  
 $v$  — prędkość strumienia niezakłóconego,  
 $\gamma$  — wykładnik politropy ( $\gamma = 1,4$ ).

Gdy przekroje opisanych wyżej brył są eliptyczne, a nie kołowe, należy uwzględnić poprawkę na opór falowy.

Poprawki na współczynnik oporu falowego, wynikające z eliptycznego przekroju poprzecznego, są podane na wykresie (l.p. 33), gdzie:

$l$  — długość przedniej lub tylnej części kadłuba,

$\frac{B}{A}$  — stosunek długości mniejszej do większej osi elipsy-przekroju (stosunek ten zakłada się stały),

$S_0$  — czołowe lub denne powierzchnie przedniej lub tylnej części kadłuba,

$s_1$  — maksymalna powierzchnia czołowa przedniej lub tylnej części kadłuba,

$\Delta C_x$  — określa zmniejszenie się współczynnika oporu falowego przedniej lub tylnej części kadłubów wyżej opisanych, gdy przekroje poprzeczne tych kadłubów — zamiast kołowych — są eliptyczne.

Wykresy (l.p. 34 i 35) określają współczynnik oporu falowego, wynikający z interferencji przedniej i tylnej części kadłuba, w zależności od liczby Macha i geometrii kadłuba.

Na wykresie l.p. 34 podana jest zależność współczynnika falowego oporu interferencyjnego między przednią stożkową (ostro zakończoną) i tylną stożkową (ostro zakończoną) częścią kadłuba.

### TREŚĆ

	Str.
Realizujemy i kontrolujemy wykonanie uchwał IV Kongresu Techników Polskich . . . . .	33
W. SOŁTYK: Broń raketowa czy samolot? cz. II . . . . .	34
D. P. PANCZOWSKI: Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. II . . . . .	37
W. KORDZIŃSKI: Niektóre szczegóły doświadczalnego silnika z wirującym tłokiem Curtiss-Wright . . . . .	41
Z. BRODZKI: Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. II . . . . .	44
Z. ŁAPIŃSKI: Pomiar i obliczenie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. II . . . . .	47
J. WYGANOWSKI: Ocena osiągnięć i własności lotniczych samolotu w świetle wymagań ICAO, cz. I . . . . .	52
S. SZULC, J. BUC: Metody pomiaru mikronośności . . . . .	58
Nowości techniczne . . . . .	60
Na półkach księgarskich . . . . .	61
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	63
Pomoce Konstruktorskie — E. LEWALSKA: Aerodynamika, cz. III Opory szkodliwe (dokończenie) . . . . .	okł.

### CONTENTS

	Page
We realize and control the execution of the IVth Congress of Polish Technicians resolutions . . . . .	33
W. SOŁTYK: Rocket weapon or aircraft? part II . . . . .	34
D. P. PANCZOWSKI: The influence of the choice of the most avialable angle of grains laying an the plywood plates stability, part II . . . . .	37
W. KORDZIŃSKI: Some details of experimental engine with the rotating piston Curtiss-Wright type . . . . .	41
Z. BRODZKI: Stream control for low speed range in the wind tunnel, part II . . . . .	44
Z. ŁAPIŃSKI: Measurement and calculation of the vibration stresses in aircraft gas turbine blades, part II . . . . .	47
J. WYGANOWSKI: Estimation of the aircraft performance and its flight characteristics from viewpoint of ICAO requirements, part I . . . . .	52
S. SZULC, J. BUC: Checking methods of surface micro-bearing . . . . .	58
Technical News . . . . .	60
On Bookseller's Shelves . . . . .	61
Aviation Documentation Review . . . . .	63
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Aerodynamics, part III (Parasits drags) . . . . .	on cover

### СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Реализуем и контролируем выполнение постановлений 4-го Конгресса Польских Техников . . . . .	33
W. SOŁTYK: Ракетное оружие или самолет? часть II . . . . .	34
D. P. PANCZOWSKI: Влияние подбора наиболее полезного угла укладки волокон на стабильность фанерных плит, часть II . . . . .	37
W. KORDZIŃSKI: Некоторые особенности экспериментального двигателя с вращающимся поршнем Curtiss-Wright . . . . .	41
Z. BRODZKI: Регулировка потока в аэродинамическом туннеле на малые скорости, часть II . . . . .	44
Z. ŁAPIŃSKI: Измерение и расчет напряжений от вибрации в лопастях авиационных газовых турбин, часть II . . . . .	47
J. WYGANOWSKI: Оценка достижений и летних качеств самолета в свете требований ICAO, часть I . . . . .	52
S. SZULC, J. BUC: Методики измерения микрогрузоподъемности . . . . .	58
Технические новости . . . . .	60
На книжных полках . . . . .	61
Документационный обзор авиации . . . . .	63
Конструкторские пособия — E. LEWALSKA: Аэродинамика, часть III Вредные сопротивления (окончание) . . . . .	Обл.



NASZA OKŁADKA  
Zwycięski szybowiec „Zefir”

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jaroslawa Berzńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów. Redaktor techniczny — Zbigniew Samborski

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1961 r. Ark. wyd. 10,3. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61x86. Maszynopis oddane do skład. 11.I.1961. Druk ukończono w marcu 61 r.



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

MARZEC – KWIECIEŃ 1961 R.

ZESZYT 3-4

## Realizujemy i kontrolujemy wykonanie uchwał IV Kongresu Techników Polskich

**„Zadania nasze spełnimy pomyślnie wówczas, gdy będziemy wszyscy entuzjastami, propagatorami, uporeczywymi i wytrwałymi realizatorami postępu technicznego”** (z „Uchwały IV Kongresu Techników Polskich”).

Zgodnie z planem, w dniu 14 lutego 1961 r. zakończył swoje 3-dniowe obrady IV Kongres Techników Polskich — zwołany przez Naczelną Organizację Techniczną przy współudziale Centralnej Rady Związków Zawodowych i Polskiej Akademii Nauk. Podjęcie uchwał zakończyło ważny okres po uchwałach IV Plenum KC PZPR, w czasie którego nastąpiła pełna mobilizacja polskiego aktywu technicznego do akcji wdrażania postępu technicznego, koniecznego do realizacji planu pięcioletniego. W tym celu zostały określone konkretne kierunki działania, zarówno dla całych organizacji technicznych, jak i dla ich członków, został zapewniony lepszy klimat dla rozwoju nauki i techniki oraz lepsze niż dotychczas warunki działalności dla stowarzyszeń technicznych przez rozszerzenie zakresu ich uprawnień i podniesienie ich roli tam, gdzie decydują się sprawy postępu technicznego.

Uchwała Rady Ministrów z dnia 9 lutego 1961 r., która zapewnia działalność NOT i jej stowarzyszeń daleko idącą pomoc i współdziałanie ogniw administracji gospodarczej oraz żywy udział przedstawicieli Rządu i Partii w obradach Kongresu Techników — świadczą wyraźnie o tym, że w pełni doceniając i pragnąc zwiększyć rolę NOT i jej zrzeszeń technicznych w dziedzinie postępu technicznego — Partia i Rząd zapalają na ich drodze zielone światła dla ułatwienia działalności.

Uchwały Kongresu wykuwały się nie w ciągu kilku dni obrad. Istotne ich źródło to kilkumiesięczna dyskusja prowadzona w zakładach, przedsiębiorstwach produkcyjnych i instytucjach, dyskusja na konferencjach wojewódzkich, w sekcjach terenowych i centralnych. Wyłoniła ona dużą liczbę wniosków, postulatów, wskazała na możliwości i drogi ich wykorzystania.

Nie wszystkie wnioski, wyłonione w czasie tej szerokiej dyskusji, dotarły do Kongresu. Liczne pozostały w terenie, a ich realizacja będzie miała często decydujący wpływ na definitywne rozstrzygnięcie wielu nabrzmiałych problemów.

Ogólnie biorąc, we wszystkich tych wnioskach i opracowaniach otrzymaliśmy obszerny, konkretny program działania na najbliższe lata. Realizacja tego programu wysuwa się na czoło spraw, jakie powinny obchodzić dziś naszą inteligencję techniczną.

Techniczny aktywność lotniczy bardzo szybko — po zakończeniu IV Plenum KC PZPR, rozwinął szeroką działalność, mającą na celu realizację jego uchwał w dziedzinie lotnictwa.

Zadania dla przemysłu lotniczego, wynikające z planu pięcioletniego, były szczegółowo omawiane na specjalnej naradzie, zorganizowanej przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego, w marcu 1960 roku.

Jednym z wniosków z powyższej narady było zalecenie wykorzystania kół SIMP oraz narad inżynierów i techników jako ciała doradczego i opiniotwórczego przy omawianiu i ustalaniu planu postępu technicznego.

Staraniem Sekcji Lotniczej SIMP, w okresie od kwietnia do sierpnia 1960 r., zorganizowano konferencje zakładowe oraz trzy konferencje branżowe, na których bardzo szczegółowo omówiono bolączki i trudności poszczególnych dziedzin przemysłu lotniczego i przedstawiono szereg wniosków.

Główna Komisja Wnioskowa SIMP dla postępu technicznego w lotnictwie przeanalizowała wnioski zgłoszone przez narady branżowe, podjęła wnioski własne i przeprowadziła ich klasyfikację, dokonując podziału na następujące grupy, w zależności od szczebla instytucji, zobowiązanej do ich realizacji.

I. Wnioski których realizacja należy do obowiązków zakładów ZPL.

II. Wnioski do zatwierdzenia i realizacji przez Kolegium ZPL.

III. Wnioski do zatwierdzenia i realizacji przez resort Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego.

IV. Wnioski zgłoszone na IV Kongres Techników Polskich.

Wylizanie wszystkich zakwalifikowanych przez Komisję wniosków zajęłoby zbyt dużo miejsca i nie byłoby celowe, gdyż w większości pokrywają się one z wnioskami z narad branżowych, podawanych w dziale „Kronika” naszego czasopisma. Natomiast bardziej celowe będzie podać treść wniosków, zatwierdzonych przez IV Kongres Techników.

Na terenie Kongresu przedstawiciele Sekcji Lotniczej i kół zakładowych SIMP, przy przedstawianiu podstawowych problemów lotnictwa, tworzyli wspólny front z przedstawicielami Sekcji Komunikacji Lotniczej przy oddziałach Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji, reprezentującymi użytkowników sprzętu lotniczego.

Poniżej podajemy treść zasadniczych wniosków, zgłoszonych przez obie sekcje:

Dla prawidłowego rozwoju lotnictwa uznaje się za konieczne:

### A. W zakresie koordynacji polityki lotniczej:

a) powołanie państwowego organu kierowniczego, obejmującego swym działaniem wszystkie organizacje lotnicze i przemysł lotniczy dla:

— opracowania wytycznych rozwoju polskiego lotnictwa na daleką przyszłość,

— wskazywania kierunków rozwoju krajowej produkcji sprzętu lotniczego,

— zapewnienia szerokiej współpracy lotniczej wewnątrz obozu socjalistycznego;

b) zorganizowanie komórki przy MHZ, której zadaniem byłoby badanie rynków zagranicznych w zakresie potrzeb sprzętu lotniczego i która zajmowałaby się sprzedażą i obsługą sprzedanego sprzętu;

c) rozwijanie produkcji własnych konstrukcji samolotów małych i średnich oraz śmigłowców, wyposażonych w krajowe silniki i osprzęt;

d) opracowanie planu rozwoju sieci lotniskowej.

### B. W zakresie ruchu lotniczego:

a) dążenie do modernizacji sprzętu latającego wszystkich rodzajów lotnictwa;

b) unowocześnienie zaplecza technicznego w zakresie obsługi startowej i eksploatacyjnej oraz remontu samolotów i sprzętu lotniczego;

c) unowocześnienie Centralnego Portu Lotniczego i portów rezerwowych do poziomu światowych standardów;

d) unowocześnienie służby ruchu lotniczego.

Wiele dotychczasowych doświadczeń zdaje się wskazywać, że łatwiej jest u nas o najrozsądniejsze wnioski niż o konsekwentną ich realizację. Ponieważ na naradach branżowych wyrażano obawy, czy wnioski będą należycie wykorzystane i realizowane, Komisja Główna wystąpiła o powołanie na każdym szczeblu organu kontrolującego realizację wniosków oraz o przyjęcie zobowiązania czuwania nad realizacją przez zarządy zakładowych kół SIMP, Sekcję Lotniczą SIMP i ZPL.

**Bez kontroli nie ma sprawnego wykonania uchwał. Wydaje się więc, że można postawić przed nami i naszymi stowarzyszeniami pierwszoplanowe zadanie: od dnia zakończenia Kongresu kontrolujemy na bieżąco, stale i regularnie wykonanie uchwał.**

**Program działania, jego metody, cele, do których dążymy, to zostało sprecyzowane. Pozostaje rzecz najważniejsza — stopniowe wcielanie programu w życie.**

## Broń raketowa czy samolot?

cz. II

*W pierwszej części artykułu, zamieszczonej w numerze poprzednim, przeprowadzono porównanie przydatności broni raketowej i samolotów do wykonania zadań strategicznych.*

*W zeszycie bieżącym przeprowadzono analizę przydatności broni powietrznych do akcji taktycznych oraz wyciągnięto odpowiednie wnioski.*

Przejdźmy obecnie do analizy drugiego rodzaju działalności broni powietrznych — do analizy akcji taktycznych.

Zagadnienie to można podzielić na dwa problemy. Jednym z nich jest zwalczanie celów na bezpośrednim zapleczu walczących oddziałów, drugim — ingerencja w samą walkę. Dla pierwszej grupy zadań skonstruowano szereg typów pocisków raketowych średniego zasięgu. Podzielić je można na dwie grupy. Do pierwszej należą samoloty-roboty (rys. 8). Protoplastą ich jest V1 z czasów II wojny światowej. Zasięg tego rodzaju broni kształtuje się od kilkunastu do paruset kilometrów. Znamienne jest stosunkowo niska prędkość (rzędu 700—900 km/h), co jest bezsporną wadą ze względu na zwiększone prawdopodobieństwo zestrzelenia przez nieprzyjaciela. Do drugiej grupy należą pociski balistyczne, podobne do pocisków stosowanych dla zadań strategicznych, z tym jednak, że zarówno prędkość (rzędu 2000 km/h), jak i zasięg (10—700 km) są o wiele niższe (rys. 9). Znamienne jest szerokie zastosowanie w tej grupie pocisków zarówno paliw stałych, jak i ciekłych.

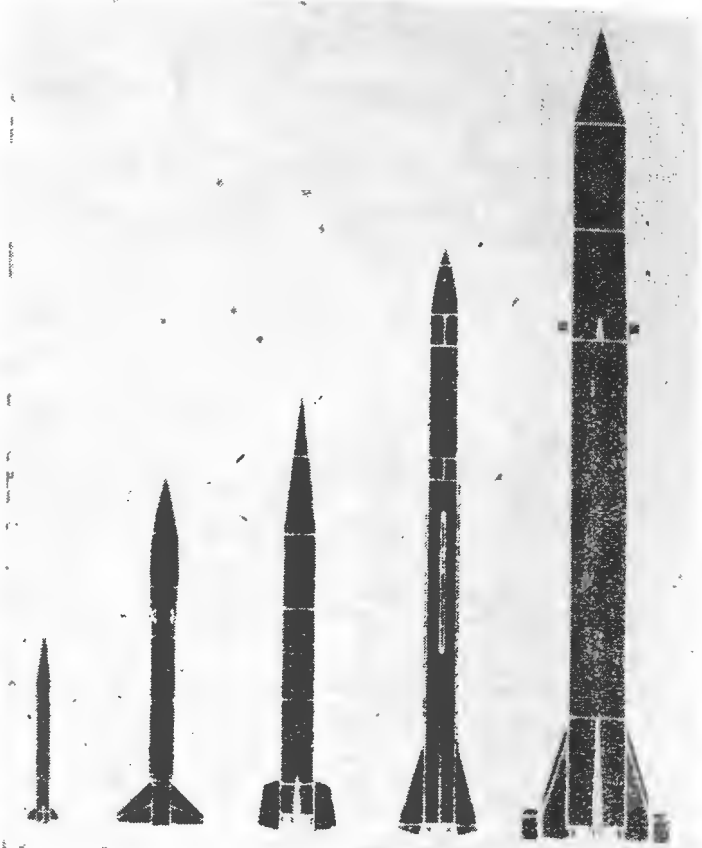
Zastosowanie pocisków raketowych do wykonywania zadań taktycznych napotyka na pewną poważną trudność, ograniczającą możliwość ich użycia. Pocisk może być sto-



Rys. 8. Samolot-robot dla celów taktycznych

sowany tylko w tym przypadku, jeśli położenie celu jest ściśle określone. Stosować więc je będzie można do niszczenia mostów, dróg, magazynów, węzłów kolejowych. Użycie pocisków do zwalczania celów ruchomych takich, jak na przykład kolumn broni pancernych, kolumn transportowych, pojazdów, wymaga każdorazowego rozpoznania, przekazania danych do baterii pocisków i dozoru ognia. Jest to wszystko kłopotliwe i w warunkach wojny ruchowej — trudne do przeprowadzenia.

Do bezpośrednich walk na małe odległości jako broń wojsk lądowych opracowany został cały arsenał pocisków bliskiego zasięgu (w zakresie od paruset metrów do paru kilometrów). Często stosowane są tu pociski sterowane drogą elektryczną z doprowadzeniem impulsów za pomocą przewodu, który rozwija się za pociskiem. Broń ta może być dostosowana do operowania ze stanowisk piechoty (rys. 10), z samochodów terenowych (rys. 11), czy też pancernych pojazdów gąsienicowych (rys. 12).



Rys. 9. Pociski raketowe balistyczne dla celów taktycznych

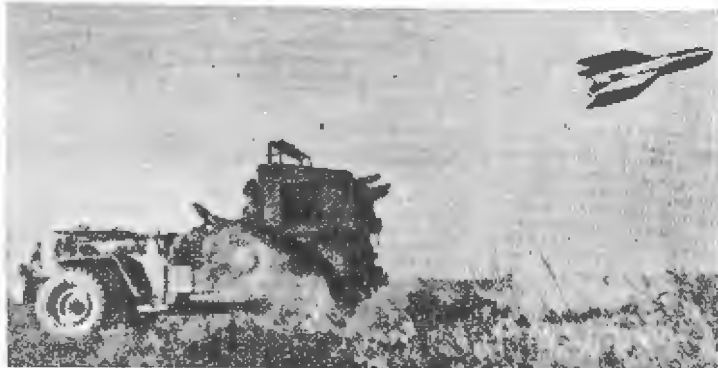
Broń raketowa zastępuje w tym przypadku artylerię. Bezsporna wyższość jej polega na lekkości i stąd większej ruchliwości w terenie oraz na łatwości ukrycia i zamaskowania jej. Dla wrzucenia stosunkowo niewielkiego po-



Rys. 10. Pocisk raketowy jako broń piechoty

cisku artyleryjskiego trzeba wlec i ustawiać ciężkie działo. Pocisk raketowy, o sile niszczącej przewyższającej często kilkakrotnie działanie pocisku artyleryjskiego, odpalany może być z bardzo lekkiego i prostego stojaka, bądź bezpośrednio z powierzchni ziemi.

Jeśli chodzi o zastosowanie samolotu, w tej dziedzinie działań wojennych stwierdzić trzeba, że działania taktyczne są terenem, na którym samolot odegrać ma i może szczególnie ważną rolę. Zagadnienie sprzętu, przeznaczonego do wykonywania tych zadań, zależy od przewidywanego terenu walk. Inaczej zagadnienie to kształtuje się na



Rys. 11. Pociski raketowe wystrzeliwane z samochodu terenowego

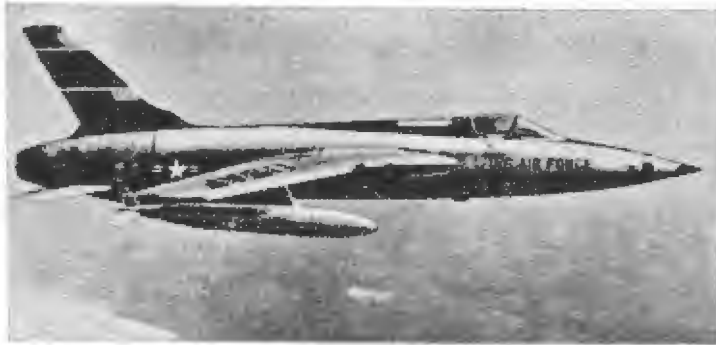
kontynencie europejskim, inaczej ujęte jest ono przez siły zbrojne USA. Za typowy amerykański samolot, przeznaczony do działań taktycznych, może być uznany F-105 „Thunderchief” (rys. 13). Jest to wielka maszyna o ciężarze w locie przekraczającym 16 ton. Prędkość maksymalna wynosi Ma 2. Samolot uzbrojony jest w działka szybko-



Rys. 12. Pocisk raketowy wystrzeliwany z czołgu

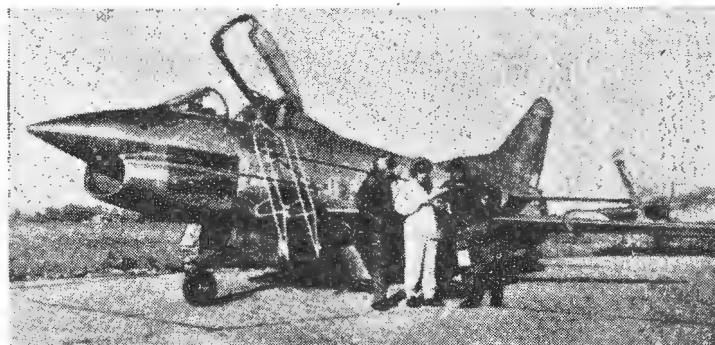
strzelne (6000 pocisków na minutę), bomby lub pociski raketowe (może zabrać bombę nuklearną). Na wyposażenie jego składa się bardzo rozbudowana aparatura elektryczna, umożliwiająca precyzyjną nawigację, dokładne naprowadzenie na cel i bezbłędne kierowanie ogniem z zastosowaniem wysoko posuniętej automatyzacji. Samolot ten, projektowany początkowo jako myśliwiec, przeszedł liczne modyfikacje, tak że stał się obecnie rodzajem samolotu bombowego, zdolnego jednak do zwalczania celów powietrznych — samolotów nieprzyjaciela.

Tendencje rozwojowe sprzętu tej kategorii poszły w Europie w innym kierunku. Typowym przykładem europejskiej koncepcji samolotu do zadań taktycznych może być Fiat G 91 (rys. 14). Charakterystyczne jest, że w odróżnieniu od F 105, nie odznacza się on wyśrubowanymi osiąganiami jeśli chodzi o prędkość i pułap (prędkość maks. około 900 km/h). Zwrócono natomiast ogromną uwagę na prostotę w użytkowaniu sprzętu. Fiat G 91 operować może z niewielkich lotnisk polowych o nieulepszonej nawierzchni. Dużo starań poświęcono zagadnieniu łatwości obsługi i przygotowania samolotu do walki, jak ładowanie amunicji, bomb, tankowanie paliwa, kontrola instalacji. Samoloty tej kategorii są niezastąpione jeśli chodzi o prowadzenie akcji przeciw jednostkom wojskowym, jak od-



Rys. 13. F-105 Thunderchief

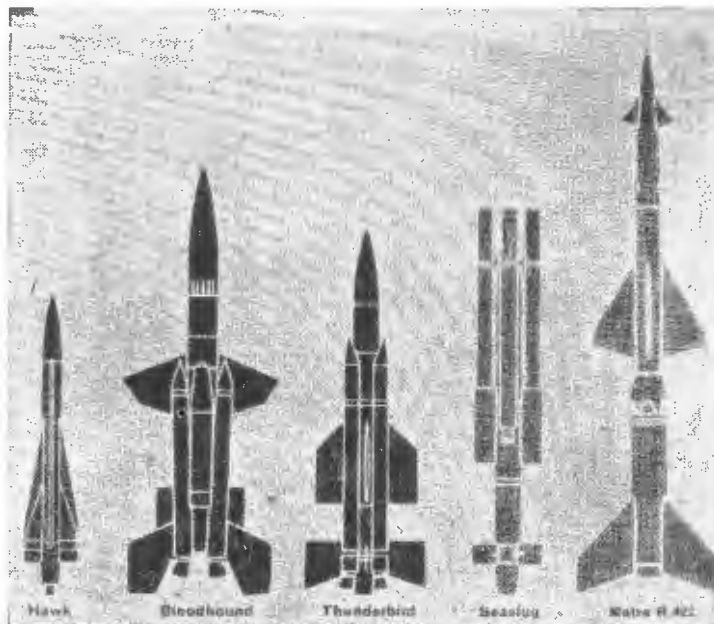
działy broni pancernej w marszu i w akcji, zgrupowania artylerii w walce czy w marszu i przyfrontowym liniom komunikacyjnym. Wysoka użyteczność tego sprzętu do zwalczania żywych, ruchomych celów wynika z dwu czynników: ruchliwości samolotu i dużej siły ognia. Samolot może przeprowadzać akcje przeciw celom, których lokalizacja nie jest ściśle sprecyzowana, gdyż — mając dane



Rys. 14. Fiat G 91

orientacyjne o poprzednim położeniu nieprzyjaciela. — może szybko odnaleźć jego aktualne stanowisko i natychmiast zaatakować. Dodatkowo występującym czynnikiem jest element zaskoczenia. Odpowiednio przystosowany samolot, przeprowadzający atak z lotu koszącego jest, praktycznie rzecz biorąc, bardzo trudny do wykrycia, a tym bardziej do zwalczania. Zastosowanie samolotu do zadań taktycznych jest tym atrakcyjniejsze, że pozwala na szybkie przerzucenie tego środka walki na dowolny odcinek.

Dzisiejsze wyposażenie wojsk w pociski raketowe i broń szybkostrzelną daje im ogromną siłę ognia. Tym niemniej dodatkowe wprowadzenie do akcji samolotów z ich potęż-



Rys. 15. Pociski raketowe obrony przeciwlotniczej

nymi środkami walki (działka, rakiety, bomby, napalm) pozwala na niesłychane skoncentrowanie ognia na ważnym w danej chwili odcinku. Doświadczenie ubiegłych okresów wojny uczy, że silne natarcia wojsk naziemnych bywały łamane tylko ogniem broni pokładowej lotnictwa wspomagającego wojska naziemne.

Wprowadzenie do walki, jako broni zaczepnej, samolotów o naddźwiękowej prędkości oraz strategicznych i taktycznych pocisków raketowych, musiało, jako logiczną kon-



Rys. 16. Pociski raketowe przeciwlotnicze na stanowisku

sekwencję, spowodować pojawienie się odpowiednio silnej broni, przeznaczonej do ich zwalczania. Będą to przede wszystkim pociski raketowe typu ziemia-powietrze. Sylwetki kilku typów tych pocisków pokazano na rys. 15. Znamienna dla nich jest prędkość  $Ma = 2,5 \div 3$ , promień działania  $15 \div 150$  km i powszechne stosowanie napędu paliwem stałym. Wyższość broni przeciwlotniczej rakietowej nad artylerią konwencjonalną polega przede wszystkim na zasięgu i potędze rażenia. Jako szczytowy zasięg ciężkich dział przeciwlotniczych można przyjąć  $12\,000 \div 15\,000$  m. Pocisk raketowy może mieć zasięg kilkunastokrotnie większy. Stosowane są tu powszechnie pociski sa-



Rys. 17. Pocisk raketowy do zwalczania pocisków raketowych dalekiego zasięgu

moszukające celu lub zdalnie sterowane na drodze radiowej, co wielokrotnie powiększa precyzję ich działania. Poza tym ilość materiału wybuchowego w pociskach raketowych jest z zasady wielokrotnie większa niż ma to miejsce w przypadku pocisku artyleryjskiego. Na rys. 16 pokazano typową baterię pocisków raketowych przeciwlotniczych.



Rys. 18. Nowoczesne samoloty myśliwskie

Pocisk na rys. 17 przeznaczony jest specjalnie do zwalczania pocisków balistycznych dalekiego zasięgu. Prędkość tego kolosa, sterowanego drogą radiową, przekracza  $Ma = 7$ , a promień działania — 3000 km. Pociski tego typu wyposażone mogą być w głowice nuklearne tak skonstruowane, że detonują nie przy uderzeniu w cel, a już z chwilą zbliżenia się do niego na pewną odległość. Takie rozwiązanie znacznie powiększa skuteczność działania pocisku — usuwa konieczność dokładnego trafienia. Dąży się do tego, aby detonacja i zniszczenie nieprzyjacielskiego pocisku nastąpiły w takiej odległości od celu i na takiej wysokości, aby ewentualne skutki wybuchu atomowego nie wywołały niszczącego działania na terenie, nad którym miał on miejsce. Ostatnio spotyka się w prasie wzmianki o innej metodzie zwalczania pocisków balistycznych. Wystrzelivany pocisk obronny wybuchu na odpowiedniej wysokości, wyrzucając z zasobników ogromną chmurę pyłu. Pocisk nieprzyjacielski, wpadając w nią, ma się, według tych wiadomości, rozgrać skutkiem tarcia o cząsteczki pyłu do tak wysokiej temperatury, że ulega zniszczeniu na skutek stopienia lub detonacji. Jako ciekawostkę wspomnieć trzeba, że spotyka się też wzmianki o możliwościach stworzenia w przestrzeni potężnego pola energetycznego, które powodowałoby detonację materiału wybuchowego pocisku z chwilą, gdy wleciałby w strefę jego działania.

Rodzajem lotnictwa, które może najbardziej spotykało się w ostatnich czasach z silną konkurencją broni raketowych, było lotnictwo myśliwskie. Armie szeregu państw zamierzały przerwać budowę nowych typów samolotów myśliwskich, dotychczas istniejące przerobić dla zwalczania



Rys. 19. Samoloty rozpoznawcze

nia celów naziemnych, a obronę przeciwlotniczą powierzyć wyłącznie broni raketowej. Dziś tendencje wyrugowania samolotu z tej dziedziny walk znacznie zmalały, czego dowodem są prace nad nowymi typami sprzętu myśliwskiego. Oczywiście na współczesny samolot myśliwski trzeba pa-trzeć inaczej niż miało to miejsce 15 czy 20 lat temu.

Obecnie mówić możemy nie o samolocie a o „zespoleniu broni”. Na taki zespół składają się naziemne stacje radarowe, wykrywające nieprzyjaciela, naprowadzające samolot na cel oraz sam samolot z potężnym uzbrojeniem w działka szybkostrzelne i pociski raketowe typu powietrze-powietrze zwykle, samoszukające celu lub zdalnie sterowane na drodze radiowej. Samolot staje się w tym układzie szybko poruszającą się podstawą-platformą dla broni pokładowej. Typowe przykłady nowoczesnego samolotu myśliwskiego ilustruje rys. 18. Zadaniem lotnictwa myśliwskiego jest niedopuszczenie nieprzyjacielskiego lotnictwa bombowego w pobliże wyznaczonych celów przez zniszczenie samolotów, lub przynajmniej uniemożliwienie im przeprowadzenia nalotu w skuteczny sposób. Z tego wynika, że terenem działania lotnictwa myśliwskiego będzie obszar odległy od celu (bezpośrednią jego obronę przejmie na siebie broń raketowa i artyleria przeciwlotnicza).

Drugim zadaniem będzie ochrona akcji własnych oddziałów wojsk naziemnych przez zwalczanie nieprzyjacielskiego lotnictwa rozpoznawczego, obserwacyjnego czy szturmowego. Specjalnej osłony lotniczej wymagać będą oddziały wojskowe w ruchu. Przekazanie tych zagadnień wyłącznie broni raketowej czy artylerii przeciwlotniczej byłoby dowodem daleko posuniętej lekkomyślności.

Szereg dziedzin, wchodzących w zakres działań lotnictwa wojskowego, jest bezsporną domeną samolotu. Należą do nich: rozpoznawanie, obserwacja i transport powietrzny.

Rozpoznanie lotnicze podzielić można na dwie dziedziny: rozpoznawanie strategiczne i rozpoznawanie taktyczne. Rozpoznanie strategiczne ma za zadanie zorientowanie dowództwa odnośnie działalności nieprzyjaciela na głębokich tyłach, w głębi kraju. Przygotowuje on dane dla akcji lotnictwa strategicznego. Zbieranie materiałów odbywa się na drodze fotografii. Trzeba tu pamiętać, że fotografia lotnicza poczyniła w ostatnich latach ogromne postępy. Postęp ten umożliwił precyzyjne fotografowanie z dużych wysokości (powyżej 20 000 m). Dzięki zastosowaniu materiału fotograficznego, czułego na działanie promieniowania podczer-



Rys. 20. Samoloty transportowe

wonego, uzyskano możliwość dokonywania zdjęć w warunkach złej widoczności (w nocy). Do przeprowadzenia tego rodzaju akcji stosowane są samoloty dalekiego zasięgu, rozporządzające bardzo wysokim pułapem (powyżej 20 000 m) (rys. 19).

Do celów rozpoznania taktycznego, mającego zebrać dane o ruchach wojsk nieprzyjaciela, stosowane są różne typy samolotów o bliskim zasięgu, wyposażonych w sprzęt fotograficzny. Mogą to być adaptowane samoloty myśliwskie lub konstrukcje budowane specjalnie dla tych celów.

Dla obserwacji pola walki stosowane są śmigłowce, bądź samoloty o niskiej prędkości minimalnej i doskonałej widoczności. Są to samoloty, przystosowane do operowania z małych, nieuzbrojonych lotnisk polowych. Umożliwiają



Rys. 21. Samolot transportowy krótkiego startu

one dowódcy uzyskanie bezpośredniego obrazu przebiegu walk i wydawanie „na gorąco” odpowiednich rozkazów.

Istnieje powiedzenie, że armie w ogóle, a wojska lotnicze w szczególności są tak szybkie, jak szybki jest najpowszechniejszy samolot transportowy. Jeśli do tego dodać lapidarnie określenie, sformułowane przez jednego z wyższych dowódców ostatniej wojny, że wojna jest to w gruncie rzeczy wielkie przedsięwzięcie transportowe, jasne się staje, jak wielką jest rolę transportu lotniczego we współczesnej sztuce wojennej. Obejmuje on przewóz oddziałów wojskowych, wyposażenie, nie wykluczając nawet ciężkiego sprzętu bojowego. Sprawa transportu lotniczego staje się tym bardziej ważnym zagadnieniem, że współczesna wojna nosi wyraźny charakter wojny ruchowej. Dla podołania różnym problemom transportu lotniczego rozwinięty został cały arsenał samolotów, od małych o udźwigu paruset kilogramów, do olbrzymów o ciężarze w locie przekraczającym sto ton (rys. 20). Prowadzone ostatnio prace nad opóźnieniem problemów krótkiego i pionowego startu i lądowania znacznie rozszerzą możliwości zastosowania transportu lotniczego dla celów wojskowych (rys. 21). Sprzęt będzie mógł być dostarczony drogą powietrzną bezpośrednio na teren walki z pominięciem stosowania mało precyzyjnej metody zrzutów spadochronowych i bez konieczności przygotowywania dużych lotnisk, których wymagały ciężkie samoloty transportowe ubiegłego okresu.

Z powyższych krótkich rozważań widać, że technika wojenna wymaga równoczesnego stosowania samolotu i broni raketowej. Widać, że te dwa rodzaje sprzętu wzajemnie uzupełniają się, a nawet współpracują. Zastosowanie jednej broni nie wyklucza stosowania drugiej, przy czym decyzja co do celowości takiego czy innego zastosowania zależy od terenu walk i okoliczności towarzyszących prowadzeniu wojny.

Inż. DYMISTR P. PANCZOWSKI  
Asystent Politechniki Sofijskiej

419.3:629.13.012.212.1

## Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. II

*Autor niniejszego artykułu analizuje w kilku aspektach dobór najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien sklejki i związane z tym niektóre zagadnienia wytrzymałościowe.*

*Jako kąt ułożenia włókien sklejki, w określonej płycie sklejkowej przyjęto kąt pomiędzy kierunkiem włókien warstwy zewnętrznej a dłuższą krawędzią płyty.*

### Najbardziej korzystny kąt ułożenia włókien sklejki

Dotychczas uważano kąt ułożenia włókien  $\varphi = 45^\circ$  za najbardziej korzystny. Dla tego kąta moduł sprężystości przy ścinaniu posiada maksimum i również tylko dla tego kąta Bałabuch podaje wykres  $k'_s = f(k'_c)$ .

Zagadnienie określenia najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien sklejki jest w rzeczywistości bardziej skomplikowane. W niektórych przypadkach dla różnych elementów konstrukcji lotniczych możliwe jest dobranie różnych,

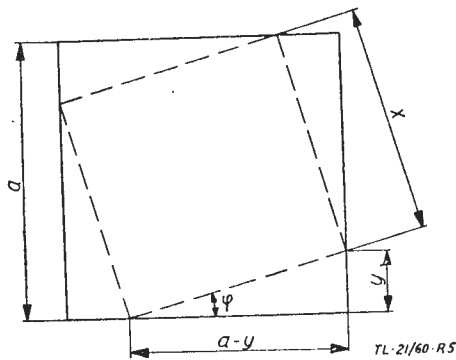
bardziej korzystnych dla danego elementu kątów ułożenia włókien. Zagadnienie to można analizować w następujących aspektach.

### Wycinanie z arkusza sklejki

Arkusze sklejki, wyrób prawie rękodzielniczy, są najczęściej kwadratowe. Jeżeli więc chcemy wyciąć arkusz o największej powierzchni przy danym kącie  $\varphi$ , to będzie on również kwadratowy.

Według oznaczeń na rys. 5 można napisać

$$F\varphi = x^2 = y^2 + (a-y)^2 = y^2 \left[ 1 + \frac{(a-y)^2}{y^2} \right] = a^2 \frac{1 + \left( \frac{a-y}{y} \right)^2}{\left( 1 + \frac{a-y}{a} \right)^2}$$

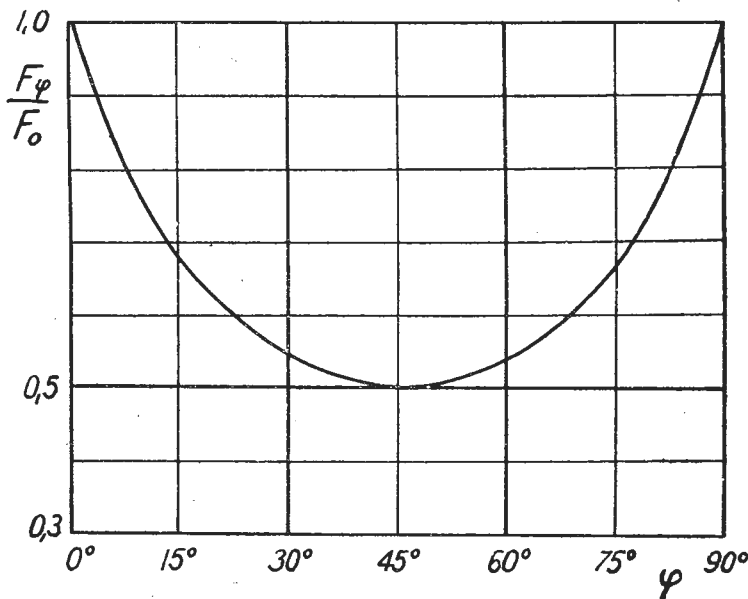


Rys. 5

Jeżeli podstawimy  $\frac{a-y}{y} = \operatorname{tg} \varphi$  i  $F_0 = a^2$ , to

$$\frac{F\varphi}{F_0} = \frac{1 + \operatorname{tg}^2 \varphi}{(1 + \operatorname{tg} \varphi)^2} \quad [17]$$

Na rys. 6 pokazano wykres zależności [17].



Rys. 6

Jasne jest, że pod tym względem kąt  $\varphi = 45^\circ$  jest najbardziej niekorzystny, ponieważ umożliwia wykorzystanie jedynie połowy początkowego arkusza.

Najbardziej korzystnymi kątami są w tym aspekcie kąty  $\varphi = 0^\circ$  i  $\varphi = 90^\circ$ .

### Wyginanie arkuszy sklejk

Arkusze sklejk, używane jako pokrycie skrzydła i kadłuba, rzadko występują w postaci niezakrzywionej. Na rys. 7 pokazano, że zakrzywienie arkusza sklejk jest łatwiejsze dla  $\varphi = 0^\circ$  niż dla  $\varphi = 90^\circ$ .

W celu otrzymania pewnego jakościowo obrazu, w jakim stopniu kierunek  $\varphi = 0^\circ$  jest pod tym względem najkorzystniejszy, przeprowadzono doświadczenie pokazane schematycznie na rys. 8. Otrzymano w ten sposób wielkości siły potrzebnej do zagięcia arkusza sklejk na okrągłej belce przy różnych kątach  $\varphi$ .

Wyniki podano jako wielkości bezwymiarowe, odniesione do siły potrzebnej do zagięcia arkusza sklejk o kącie  $\varphi = 45^\circ$ .

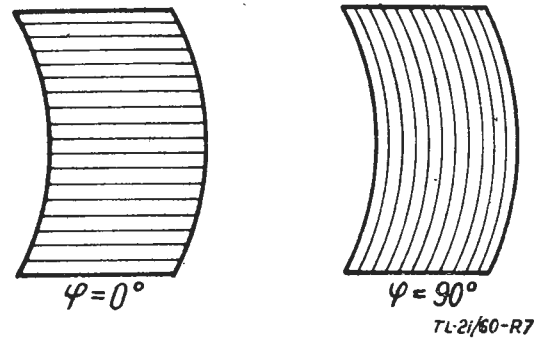
Największe wielkości  $k'_c$  i  $k'_s$

W pewnych przypadkach rzeczywiste, najbardziej korzystne kąty  $\varphi$  można określić, jeżeli podane są wykresnie współrzędne punktów, przedstawiających maksymalne wielkości (dla  $\alpha = \operatorname{tg} \beta = 0$ ) z wykresów  $k'_c = f(k'_s)$ .

Dane te pokazują najlepiej, jakie maksymalne wielkości naprężeń normalnych może przyjąć płyta i określają również, jakie wielkości naprężeń tnących z tym się wiążą.

Na rys. 9 pokazano wykresy wyrażające zależność  $(k'_c)_{\max} = f_1(\varphi)$  i  $k'_s = f_2(\varphi)$ . Ta ostatnia zależność określa wielkość wektora, odpowiadającego maksimum  $k'_s = f(k'_c)$ .

Najbardziej korzystne pod tym względem okazują się kąty w granicach  $\varphi = 50^\circ \div 60^\circ$ .



Rys. 7

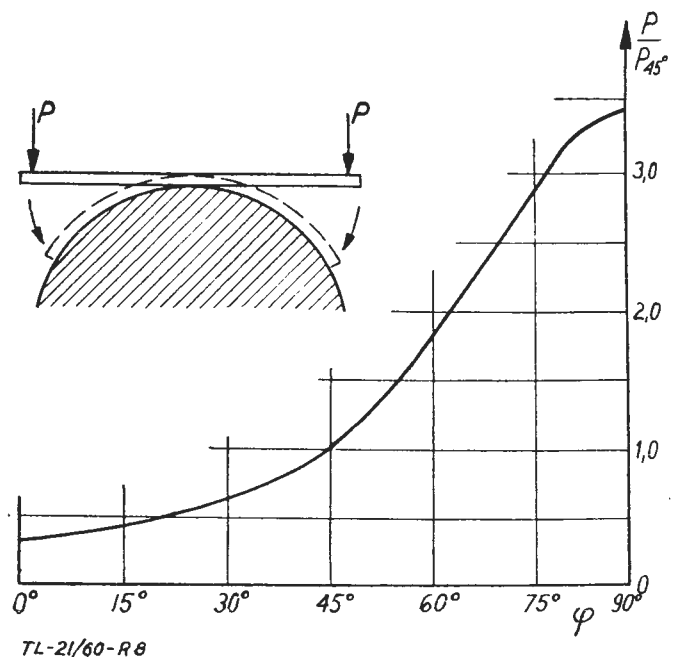
### Stateczność płyt obciążonych wyłącznie ścinaniem

W analizie wytrzymałościowej skrzydła i kadłuba zakłada się często, że pokrycie nie przenosi naprężeń normalnych, ponieważ są one przenoszone przez usztywnienia wzdłużne — dźwigary i podłużnice.

W niektórych przypadkach, wymiarującym pokrycie stanem lotu, jest nurkowanie przy zerowej nośności. Naprężenia normalne wówczas nie występują.

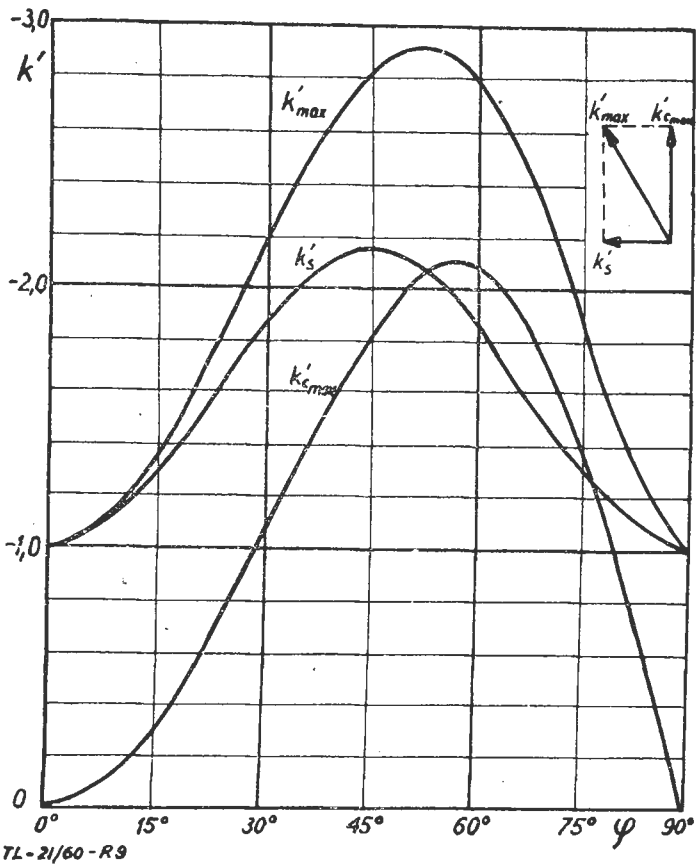
Na rys. 10 pokazano wykres całkowitej sumy współczynników naprężeń tnących  $k'_c$  w funkcji kąta  $\varphi$  dla  $k'_c = 0$ , to znaczy w przypadku pominięcia w rachunku naprężeń normalnych. Jak widać, najbardziej korzystne wielkości kąta  $\varphi$  leżą w granicach  $\varphi = 60^\circ - 70^\circ$ .

Na rys. 11 pokazano zależność  $k'_s = f(\varphi)$  dla szeregu wielkości  $k'_c = \text{const}$ . Widoczne jest, że dla mniejszych wielkości  $k'_c$  najbardziej korzystnym zakresem kątów  $\varphi$  jest zakres  $\varphi = 55^\circ \div 75^\circ$ . Dla większych wielkości  $k'_c$ , jeżeli płyta może



Rys. 8

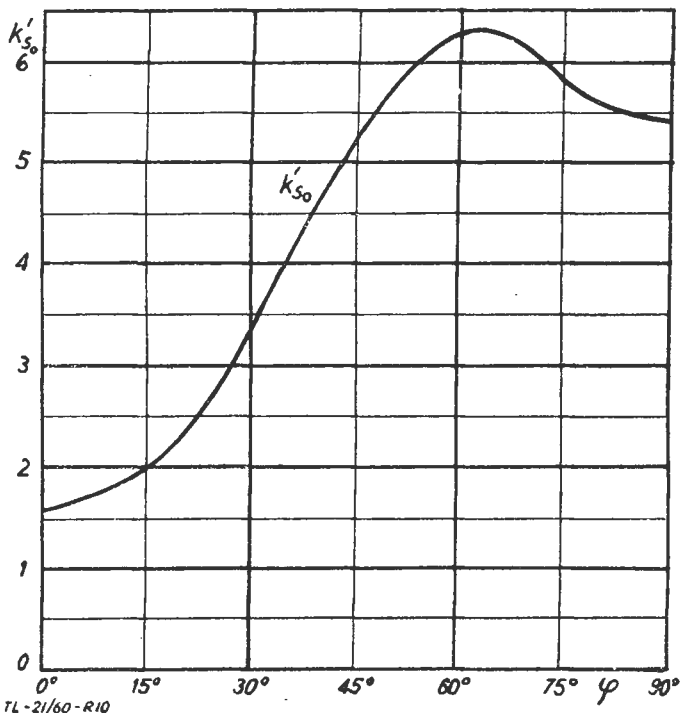




Rys. 9

przenosić jedynie ujemne ścinanie a wielkości  $k'_c$  stopniowo zmniejszamy, najbardziej korzystny okazuje się zakres kątów  $\varphi = 50^\circ - 60^\circ$ . Ogólnie rzecz biorąc największe wielkości naprężeń tnących otrzymuje się dla  $\varphi = 50^\circ - 60^\circ$ .

Linia kreskowana na rys. 11 przedstawia punkty symetrii funkcji  $k'_s = f(k'_c)$ , w rzeczywistości zaś obrazuje ich asymetrię w stosunku do początku układu współrzędnych. Asymetria ta dokładniej jest wyrażona dla kątów  $\varphi = 50^\circ - 70^\circ$ . Trudno powiedzieć czy asymetria ta jest czynnikiem korzystnym, czy też niekorzystnym, ale krzywa ułatwia praktyczne posługiwanie się wykresem.



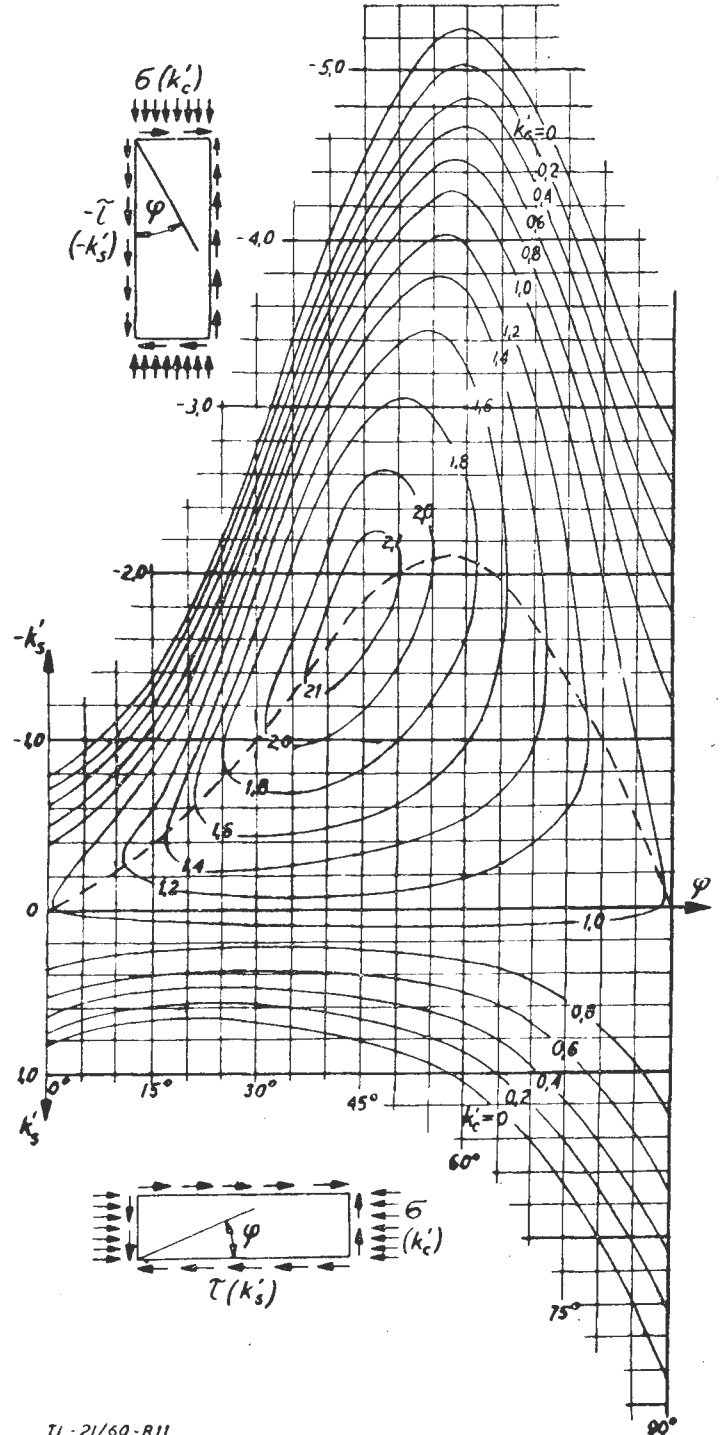
Rys. 10

### Powierzchnia krzywych $k'_s = f(k'_c)$

Jako kryterium, służące do określenia najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien sklejk, można użyć wykresu powierzchni krzywych  $k'_s = f(k'_c)$  w odniesieniu do osi  $k'_s$ . Na rys. 12, przedstawiającym ten wykres, pokazano, że w tym aspekcie najbardziej korzystny jest zakres kątów  $\varphi = 50^\circ - 60^\circ$ .

Wypadkowe kierunki włókien warstw sklejk

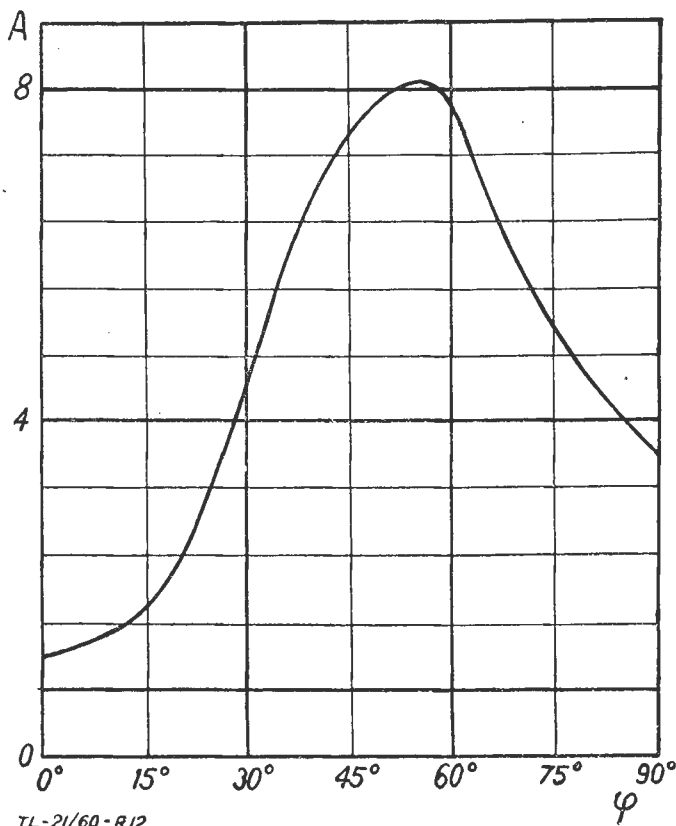
Rozważania tu prowadzone są dla trójwarstwowej sklejki 1:1:1, a kąt ułożenia włókien jest mierzony w odniesieniu do warstwy zewnętrznej.



TL-21/60-R11

Rys. 11

Jeżeli równoległe do włókien narysowano proporcjonalne do liczby warstw w danym kierunku wektory oraz znaleziono ich wypadkowe, to te ostatnie mogą być użyte jako przesłanki do określenia, na ile dany kąt  $\varphi$  jest kątem korzystnym. W ten sposób określono dwa możliwe kierunki wypadkowych, tworzących odpowiednio z dłuższą krawędzią płyty kąty  $\theta_1$  i  $\theta_2$ .



TL-2/60-R12

Rys. 12

W oparciu o to rozumowanie można wyrysować linie, będące zależnością  $\Theta_1$  i  $\Theta_2$  od kąta  $\varphi$  dla każdej sklejkі o danej liczbie warstw. Wykonano to dla trój-, pięcio- i siedmiowarstwowej sklejkі o jednakowej grubości warstw, a wyniki zestawiono na rys. 13.

Jak widać, dla kątów  $\varphi$  w zakresie  $\varphi = 53,5^\circ - 63,5^\circ$  kąt  $\Theta_1 = 90^\circ$ , a dla kątów  $\varphi = 27^\circ - 37^\circ$  —  $\Theta_2 = 0^\circ$ . Dla trójwarstwowej sklejkі kąt  $\Theta_1 = 90^\circ$  dla  $\varphi = 63,5^\circ$ , a kąt  $\Theta_2 = 0^\circ$  dla  $\varphi = 26,7^\circ$ .

Jeżeli powyższe wyniki rozpatrzy się łącznie z wykresem pokazanym na rys. 11, to zauważy się, że kątowi  $\varphi = 60^\circ$  odpowiada maksimum wielkości —  $k'_s$ , a kątowi  $\varphi = 25^\circ$  minimum wielkości  $k'_s$ . Stąd wniosek, że kąt  $\Theta_1 = 90^\circ$  odpowiada najbardziej korzystnemu kątowi ułożenia włókien sklejkі o różnej liczbie warstw, a kąt  $\Theta_2 = 0^\circ$  — kątowi  $\varphi$  najmniej korzystnemu. Innym wnioskiem jest fakt, że kąt  $\Theta_1$  odpowiada ujemnym naprężeniom tnącym a kąt  $\Theta_2$  — dodatnim.

Wyniki te przedstawiają się szczególnie jasno dla płyt obciążonych wyłącznie ścinaniem.

### Dobór pokrycia sklejkowego

Powyższa analiza doprowadza do wniosku, że w większości przypadków najbardziej korzystnymi kątami ułożenia włókien są kąty w zakresie  $\varphi = 55^\circ - 65^\circ$ .

Z punktu widzenia analizy wytrzymałościowej pokrycia, dobór płyty oznacza znalezienie jej grubości i kąta ułożenia włókien w odniesieniu do elementów wzdłużnych. Czasem dobór płyty określony jest przez rozstawienie podłużnic i żeber lub też przez jakieś inne warunki i wymagania konstrukcyjne. Ostatecznie jednak, zarówno dla pojedynczej płyty jak i dla całego fragmentu pokrycia, najbardziej niebezpieczne pozostają dwa przypadki obciążeń. Pierwszy z nich scharakteryzowany jest ścinaniem dodatnim, a drugi ujemnym.

Pierwszy jest najczęściej przypadkiem pionowego nurkowania, kiedy to nie występują naprężenia normalne, ale naprężenia tnące są dość duże ze względu na występujące duże skręcania.

Inne niebezpieczne przypadki obciążenia pochodzą od sterowania. Mogą wystąpić wówczas duże naprężenia normalne i znacznie większe naprężenia tnące.

Wskazane jest takie zorientowanie płyty, żeby podczas nurkowania występowały naprężenia tnące ujemne. W za-

kresie dodatnich naprężeń tnących bezwarunkowo najkorzystniejszy jest kąt  $\varphi = 90^\circ$ , jednakże biorąc pod uwagę trudne kształtowanie i złe przenoszenie ujemnych naprężeń tnących, nie zaleca się stosowania tego kąta.

Podanie jakiejś ogólnej metody na określenie najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien jest praktycznie niemożliwe, ze względu na różnorodność możliwych kombinacji zarówno co do wielkości jak i co do znaku naprężeń, występujących w różnych przypadkach obciążenia. Możliwe jest oczywiście krycie różnych fragmentów, poszczególnych zespołów samolotu — skrzydła lub kadłuba, które i tak w wielu przypadkach są kryte różnymi arkuszami sklejkі, przez położenie sklejkі pod różnymi kątami ułożenia włókien.

Często konstrukcyjnie jest to umotywowane, a technologicznie nie nastręcza specjalnych trudności.

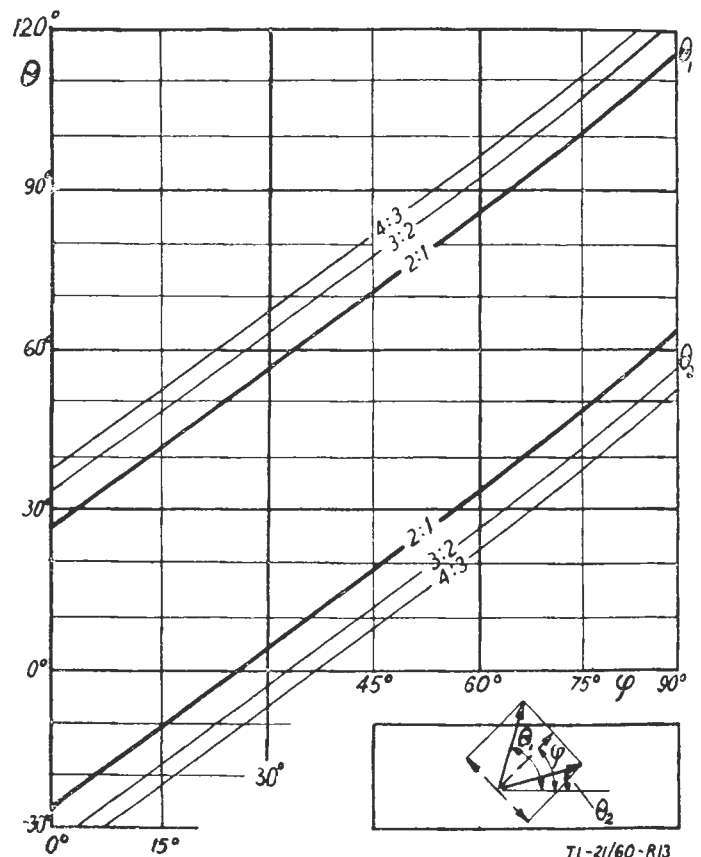
### Korzystanie z wykresów

Wszystkie rozważania odnoszą się do utraty stateczności poniżej granicy sprężystości, dla płyty o stosunku długości krawędzi większym niż 4, oraz w przypadku występowania naprężeń normalnych wzdłuż krótszego boku płyty.

Jeżeli stosunek długości krawędzi jest mniejszy niż 4, albo jeżeli naprężenia normalne występują wzdłuż dłuższej krawędzi płyty, to sztywność płyty znacznie wzrasta.

Jeżeli chodzi o korzystanie z wykresów dla praktycznych obliczeń, to poprawki dla wspomnianych przypadków można wprowadzić stosownie do wykresów na rys. 14 i 15 (patrz lit. [3]), zaczerpniętych z biuletynu: Air Navigation Commission Bulletin — „Design of Wood Structures” — 1944.

Jeżeli obciążenia normalne są przyłożone wzdłuż dłuższej krawędzi płyty, to znaczy gdy  $\frac{a}{b} < 1$ , dla kątów  $\varphi = 0^\circ - 45^\circ$  i  $\varphi = 45^\circ - 90^\circ$  możliwa jest interpolacja pomiędzy  $0^\circ - 90^\circ$  a  $45^\circ$  (rys. 15).



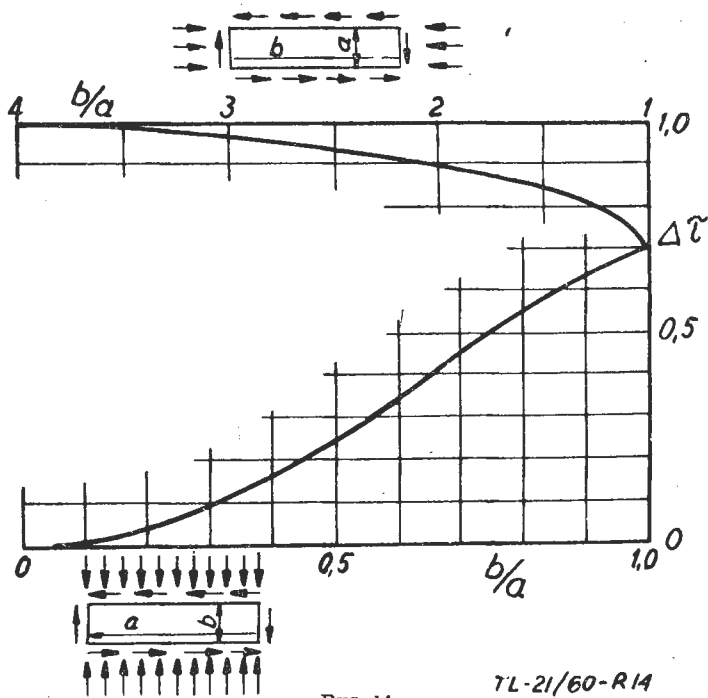
TL-2/60-R13

Rys. 13

Po odczytaniu współczynników poprawkowych  $\Delta\sigma$  i  $\Delta\tau$  — naprężenia krytyczne według wyrażeń [14]

i [16] dla  $\frac{b}{a} = 0 \div 4$  są równe:

$$\sigma_{\Delta} = \frac{\sigma}{\Delta\sigma} = \frac{k'_c}{\Delta\sigma} \cdot \frac{\pi^2 E_{\max}}{12} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 = \frac{k_c}{\Delta\sigma} E_{\max} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2$$



Rys. 14

7L-21/60-R14

$$\tau_{\Delta} = \frac{\tau}{\Delta\tau} = \frac{k'_s}{\Delta\tau} \cdot \frac{\pi^2 E_{\max}}{12} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 = \frac{k_s}{\Delta\tau} E_{\max} \left(\frac{\delta}{a}\right)^2 \quad [18]$$

Tu obliczane są jedynie ściskające naprężenia normalne, ponieważ naprężenia styczne nie są krytyczne. Krzywe paraboliczne według rys. 4 dla naprężeń stycznych znajdują się poniżej osi  $k'_s$  w ujemnym zakresie  $k'_c$ .

#### Wnioski ogólne

Z przeprowadzonych wyżej rozważań wynika, że najbardziej korzystny pod względem ułożenia włókien jest przedział  $\varphi = 55^\circ - 65^\circ$ . Otrzymano to przy założeniu  $\frac{E_{\max}}{E_{\min}} = 12$

$$\text{i } \frac{E_{\max}}{G} = 11,7.$$

Oczywiście przy innych danych wyjściowych można otrzymać podobne robocze wykresy dla dowolnego jednorodnego, ortotropowego materiału. Posłużyć się należy wówczas wzorami [2], [7], [11] i [12].

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

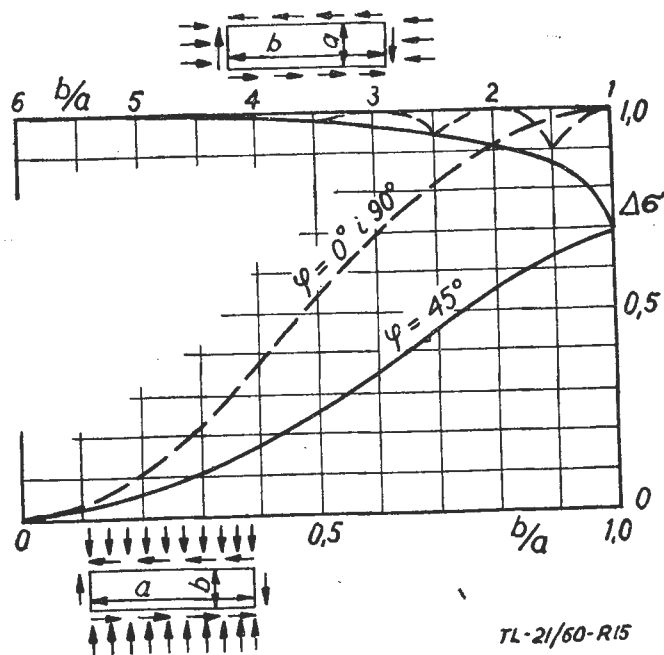
## Niektóre szczegóły doświadczalnego silnika z wirującym tłokiem Curtiss-Wright

Pomyślnie wyniki prób silnika Wankla skłoniły amerykańską firmę Curtiss-Wright do zbudowania w oparciu o umowę licencyjną z firmą N.S.U. silnika doświadczalnego, pracującego na tej samej zasadzie. Ze względu na liczne zalety silnika z wirującym tłokiem, jak prostota konstrukcji, niskie koszty budowy, małe gabaryty i ciężar, brak drgań, duża sprawność cieplna i możliwość pracy na różnych paliwach, firma Curtiss-Wright zamierza zastosować tego rodzaju silniki również do napędu samolotów. Małe gabaryty pozwolą na budowę silników „przewymiarowanych”, które bez doładowania będą rozwijać stałą moc w pewnym zakresie wysokości lotu i temperatur otoczenia.

Doświadczalny silnik Curtiss-Wright IRC6 przedstawia rys. 1, poszczególne części tego silnika — rys. 2. Ponieważ zasadę pracy silnika Wankla opisywano już wielokrotnie w różnych czasopiśmiech, pominięto ją w niniejszym opracowaniu. Należy jedynie zwrócić uwagę na fakt, że wbrew

W praktyce oblicza się stosunek  $\frac{\sigma}{\tau}$ , a więc  $\frac{k'_c}{k'_s}$  i  $\frac{k_c}{k_s}$

dla dwóch skrajnie niebezpiecznych przypadków obciążenia. Przez początek układu współrzędnych krzywych na wykresie rys. 4 wyrysowuje się proste odpowiednio do dwóch obliczonych stosunków i odczytuje się maksymalne wielkości  $k'_c$  i  $k'_s$ , które otrzymuje się dla danego kąta  $\varphi$  — najbardziej korzystnego w danym przypadku. Po ewentualnych poprawkach stosownie do wykresów rys. 14 i rys. 15



Rys. 15

7L-21/60-R15

określa się, używając również wzorów [18], minimalną możliwą grubość płyty sklejkowej dla odpowiedniego, najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien  $\varphi$ .

Metoda powyższa i wykresy są skutecznie stosowane w praktyce.

#### LITERATURA

1. „Ustożczliwość faniernych płastinok” — L. I. Bałabuch T. W. F. nr 9 wrzesień 1937 r.
2. „Ustożczliwość uprężnych sistem” — S. P. Timoszenko, wydanie Gos. Izd. Techn. Teoret. Lit. Moskwa 1955 r.
3. „Kilka uwag o obliczeniu wytrzymałościowym drewnianego kadłuba skorupowego” — J. Sandauer, Technika Lotnicza nr 4 Warszawa 1955 r.
4. Anizotropnyje płastinki” — S. G. Lechnicki — wyd. Gos. Izdat. Techn. Teoret. Lit. Moskwa 1957 r.

621.454

temu, co poprzednio pisano na ten temat w niektórych czasopiśmiech, wał silnika nie jest napędzany za pomocą umieszczonego na nim koła zębatego, lecz za pomocą mimośrodów, natomiast koło zębate jest zamocowane nieruchomo w obudowie silnika (i pozostaje w ząbieniu z wewnętrznym zębatym wieńcem wirującego tłoka); taki układ zmniejsza do minimum naciski tłoka na obudowę silnika.

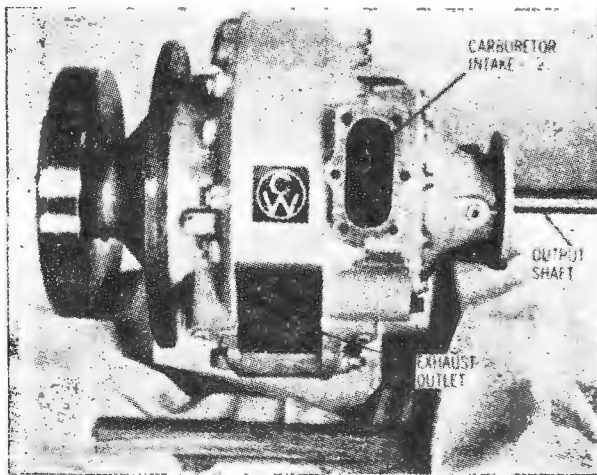
Moc silnika IRC6 przekracza 100 KM, przy czym jego pojemność skokowa (będąca różnicą największej i najmniejszej objętości, zawartej między bokami tłoka i obudową) wynosi 983 cm<sup>3</sup>, a stopień sprężania 8,4. Zbudowano dziewięć silników, które posłużyły do określenia charakterystyk i przeprowadzenia prób długotrwałych (100-godzinnych) przy stałym i zmiennym otwarciu przepustnicy, przy pełnej i zmniejszonej prędkości obrotowej oraz na biegu luzem.

Do określenia charakterystyk zastosowano silniki z otworem wlotowym, umieszczonym z boku obudowy silnika

i z otworem wlotowym, umieszczonym na obwodzie obudowy. Rys. 3 przedstawia osiągi silnika z bocznym otworem wlotowym, przy pełnym otwarciu przepustnicy i przy zmiennej prędkości obrotowej. Przy 5500 obr/min silnik rozwija moc 100 KM, co odpowiada mocy 101,7 KM z 1 l pojemności skokowej. Przebieg krzywej mocy wskazuje na to, że przekrój otworu wlotowego nie jest czynnikiem ograniczającym moc. Krzywa momentu obrotowego w zakresie 2000—6000 obr/min jest dosyć płaska; przy małych prędkościach obrotowych moment spada, lecz prawdopodobnie będzie można tego uniknąć przez zmianę przekroju otworu wlotowego. Również krzywa jednostkowego zużycia paliwa przebiega płasko w szerokim zakresie prędkości obrotowej, przy czym najmniejsza wartość jednostkowego zużycia paliwa wynosi 0,213 kG/KMh. Krzywe mocy i momentu odnoszą się do najkorzystniejszego składu mieszanki ze względu na moc, krzywa jednostkowego zużycia paliwa — do najkorzystniejszego składu mieszanki ze względu na jednostkowe zużycie paliwa.

Na rys. 4 pokazano sprawność napelnienia, sprawność mechaniczną i indykowaną sprawność cieplną. Sprawność napelnienia jest w przybliżeniu stała w dosyć szerokim zakresie prędkości obrotowej i osiąga wartość dochodzącą do 90%. Również sprawność mechaniczna osiąga, przy mniejszych prędkościach obrotowych, 90%, co wskazuje na małe opory tarcia silnika. Spada ona przy większych prędkościach obrotowych, lecz konstruktorzy spodziewają się, że w toku dalszego rozwoju silnika uda się usunąć to niekorzystne zjawisko. Indykowana sprawność cieplna wynosi w szerokim zakresie prędkości obrotowej 34%; została ona zmierzona przy najkorzystniejszym, ze względu na jednostkowe zużycie paliwa, składzie mieszanki.

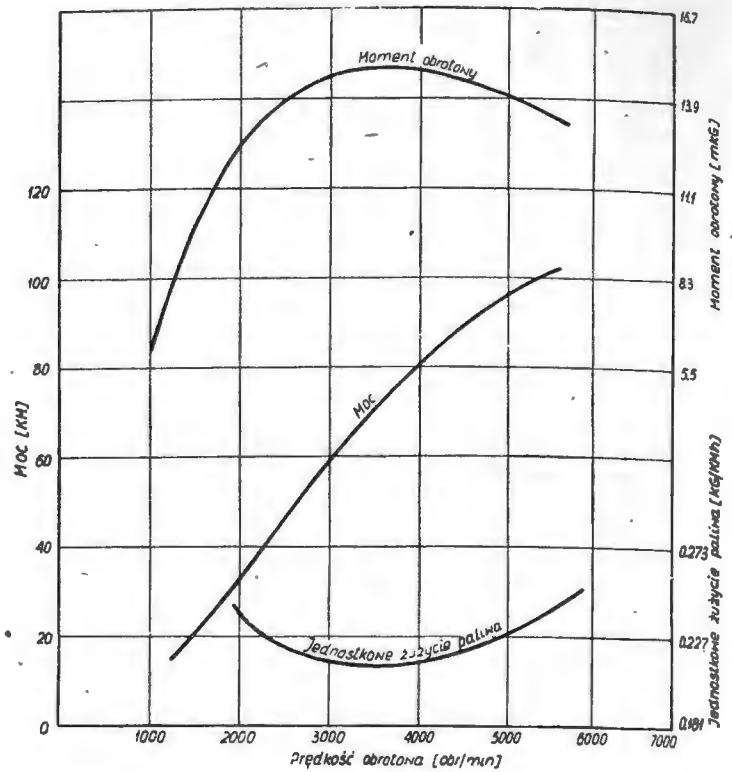
Rys. 5 przedstawia charakterystykę silnika ze szczeliną wlotową, umieszczoną na obwodzie. Tak umieszczona szczelina wlotowa zmniejsza straty na wlocie, wynikiem czego jest zwiększone napełnienie i moc. Silnik rozwija moc 124 KM przy 6500 obr/min, co odpowiada 126 KM/l. Jak widać na wykresie, moc wykazuje tendencję dalszego wzrostu przy zwiększaniu prędkości obrotowej.



Rys. 1

Rys. 2 przedstawia części silnika: END COVER PLATE, CENTER HOUSING, OUTER ROTOR SIDE HOUSING, COUNTERWEIGHT, INNER ROTOR, CRANKSHAFT, TIMING GEAR, TEST FLYWHEEL.

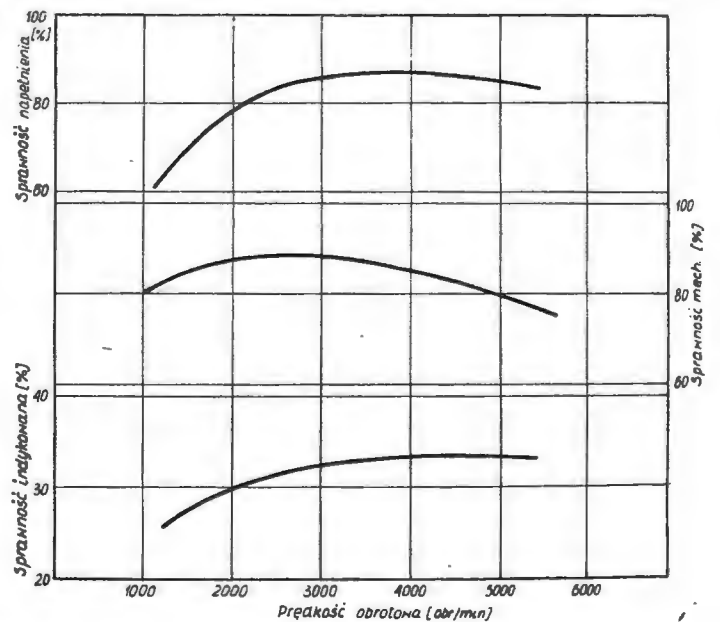
Rys. 2



Rys. 3

Z rys. 6 widać, że silnik ze szczeliną na obwodzie wykazuje bardzo dużą sprawność napelnienia, przekraczającą 100%, i stale wzrastający wydatek powietrza, który dochodzi do 500 kG/h przy 6500 obr/min. Natomiast pod względem jednostkowego zużycia paliwa silnik ze szczeliną obwodową jest, jak dotychczas, gorszy od silnika ze szczeliną boczną.

Badania wykazały, że charakterystyki silnika można zmieniać w zależności od potrzeb przez zmianę przekroju wlotowego (rys. 7). W przypadku otworu wlotowego o dużym



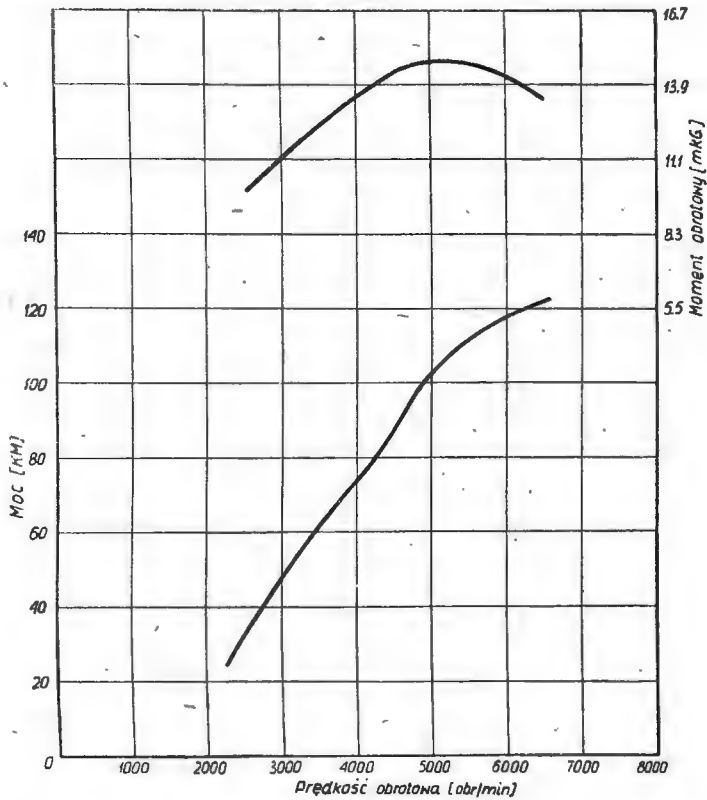
Rys. 4

przekroju największy moment obrotowy, wynoszący 13,1 mkG, występuje przy 6000 obr/min, podczas gdy w przypadku mniejszego otworu wlotowego moment ten wynosi 14,5 mkG i występuje przy mniejszej prędkości obrotowej, a mianowicie przy 4000 obr/min. Fakt ten może mieć duże znaczenie w przypadku zastosowania silnika tego typu do napędu śmigłowców, dla których przebieg momentu obrotowego jest bardzo ważny.

Na rys. 8 pokazano przebieg mocy i jednostkowego zużycia paliwa w zależności od stosunku paliwa do powietrza przy pełnym otwarciu przepustnicy i przy prędkości obro-

towej 4000 obr/min. Jak widać z wykresu, stosunek paliwo/powietrze 0,061 (co odpowiada współczynnikowi nadmiaru powietrza  $\alpha = 0,9$ ) zapewnia największą sprawność cieplną, tj. najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa, natomiast stosunek paliwo/powietrze równy 0,073 ( $\alpha = 1,08$ ) — największą moc.

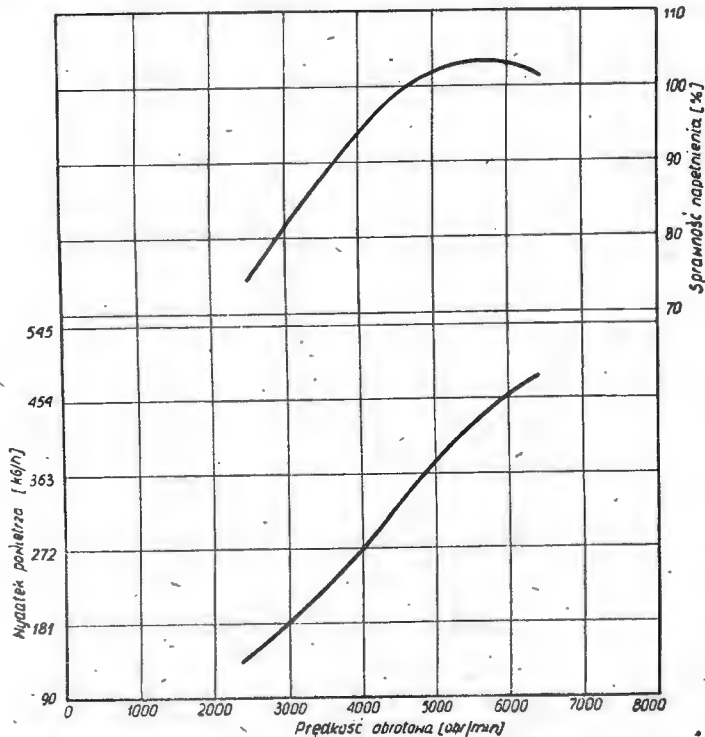
Podczas prób nie stwierdzono istnienia na silniku gorących punktów, największa temperatura nie przekraczała



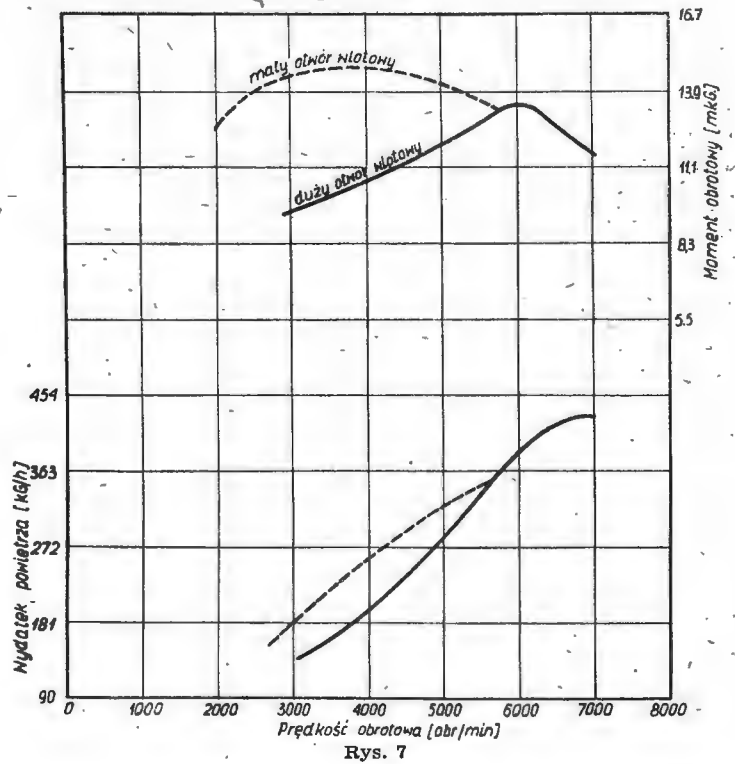
Rys. 5

100—150 °C; hałas wytwarzany przez silnik jest niewielki, nawet bez tłumika.

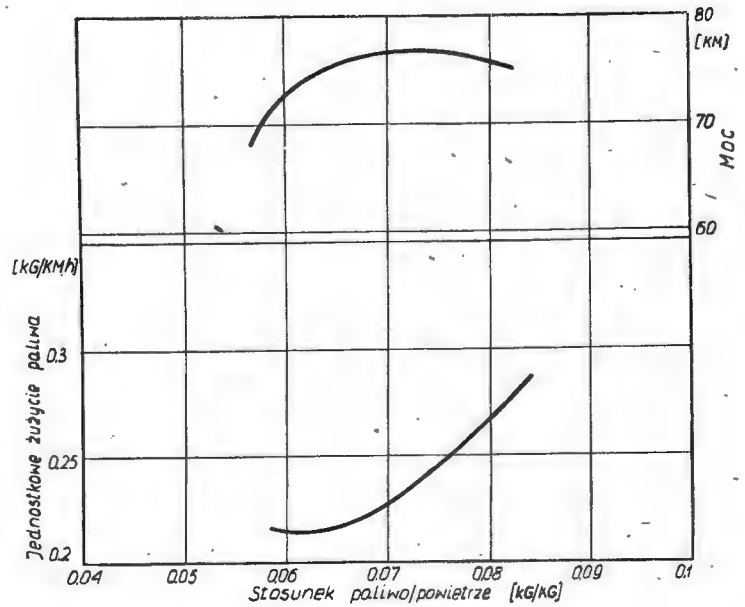
Oprócz silnika IRC6, firma Curtiss-Wright zbudowała silnik z wirującym tłokiem o mocy 1000 KM, przy czym przez połączenie w jedną całość kilku takich silników pracujących na wspólny wał można będzie uzyskać moc 5000



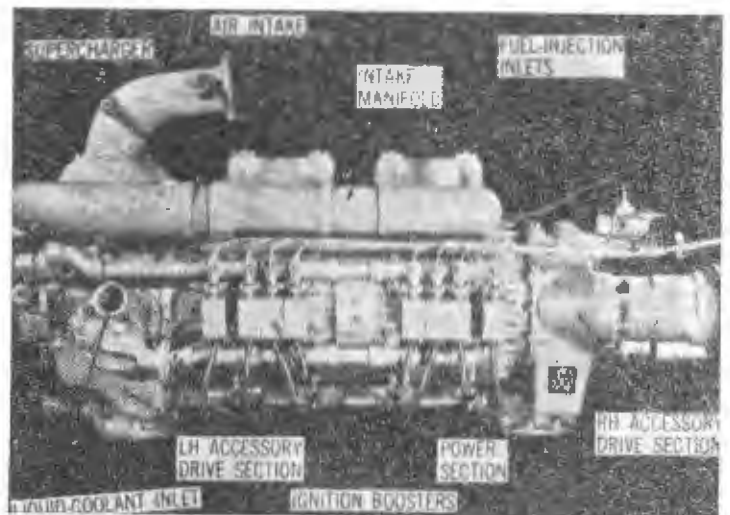
Rys. 6



Rys. 7



Rys. 8



Rys. 9

KM, oraz silnik z doładowaniem YRC 600 o mocy 700 KM (rys. 9), który składa się z członów o mocy 100 KM i ma podobno wejść do produkcji w roku 1961.

Silniki z wirującym tłokiem firma Curtiss-Wright ma zastosować początkowo do samolotów turystycznych i służbowych, później do samolotów pasażerskich o małym zasięgu, a w końcu do wszystkich samolotów śmigłowych. Między innymi, silniki z wirującym tłokiem (prawdopodobnie silniki YRC 600) będą użyte do napędu projekto-

wanego obecnie przez firmę turystycznego samolotu pionowego startu Curtiss-Wright X-200.

#### LITERATURA

1. Victor de Biasi „1000-hp rotating combustion engine due this year”. Space and Aeronautics, July 1960.
2. Roy T. Hurley „Rotating combustion engine”, referat wygłoszony w Society of Automotiv Engineers Metropolitan Section 10 marca 1960 r.
3. „Engine with two moving parts developed for aircraft — auto use”, Aviation Week, 30 November 1960.

Mgr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

533.6.071.2

## Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. II

*W pierwszej części artykułu, zamieszczonej w zeszycie 1/61, omówiono przyczyny stosowania regulacji dla uzyskania poprawnej strugi w tunelu aerodynamicznym, specjalnie analizując wpływ pulsacji ciśnienia. Obecnie omówione zostaną rozkłady ciśnienia statycznego i prędkości oraz urządzenia do tłumienia pulsacji w tunelach.*

### 5. Rozkłady ciśnienia statycznego i prędkości

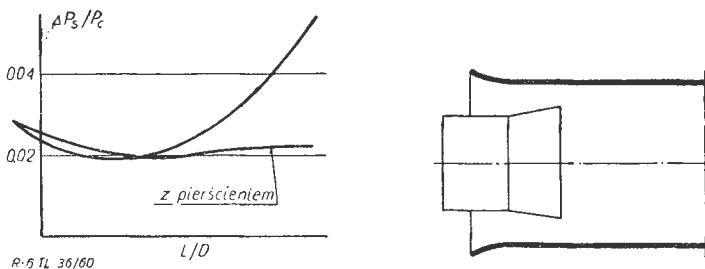
Innymi zagadnieniami, związanymi z regulacją tunelu aerodynamicznego, zajmują się prace angielskie.

Jako sposób uzyskania równomiernego rozkładu ciśnienia statycznego wzdłuż osi przestrzeni pomiarowej F. B. Bradfield (R.M. 1695) wypróbował: 1) zmianę kąta rozwarcia dyszy, 2) wstawienie pierścienia w dyfuzor.

Jak wynika z badań Bradfielda — przy wylocie z dyszy, równoległym do osi — ciśnienie statyczne za dyszą nieco spada, potem rośnie aż do dyfuzora. Jest to przyczyną błędów przy pomiarach długich modeli, gdyż na „ogonie” jest znacznie większe ciśnienie statyczne. Kąt stożka wylotowego z dyszy, dobrany 1,8°, wykazuje poprawę i przy tunelu o średnicy 1,65 m otrzymano stałe ciśnienie statyczne wzdłuż osi. W innym, większym tunelu, najlepsza była dysza równoległa.

Większe znaczenie miał wpływ pierścienia wstawionego do dyfuzora. Jak widać z rysunku, przy najlepszym z wariantów uzyskano wyrównany rozkład ciśnień, co umożliwiłoby dmuchanie długiego modelu (rys. 6). Pierścienie były różne co do długości i były one stożkowe. Również w przekroju poprzecznym rozkład ciśnienia statycznego w odległości jednej średnicy dyszy był lepszy, gdyż na średnicy 0,35d wynosił  $\pm 0,4\%$ , zaś bez pierścienia  $\pm 2,4\%$ .

Praca Fulknera (R.M. 2484) omawia szerzej zagadnienie nieregularności pracy tunelów aerodynamicznych i sposoby poprawy.



Rys. 6. Wpływ pierścienia wstawionego do dyfuzora na rozkład ciśnienia statycznego ( $P_s$  — ciśnienie statyczne,  $P_c$  — całkowite)

Główną uwagę zwraca on na odchylenie strug w przestrzeni pomiarowej — czyli na istnienie błędu kierunkowego. W badanym tunelu o eliptycznym przekroju dyszy stwierdzono istnienie „rotacji” — czterech wirów wtórnych i piątego, otaczającego je. Próbowano zwalczyć tę „rotację” przez powieszenie w poprzek tunelu siatek z drutu lub tkaniny i stwierdzono, że siatki poprawiły rozkład prędkości, jednak błąd kierunkowy nie zmniejszył się. Jako ewentualną przyczynę „rotacji” rozważono i zbadano następujące czynniki:

a) kształt dyszy uwzględniający przejście z części kwadratowej do eliptycznej (tunel miał przekrój zmienny i był dwukanałowy),

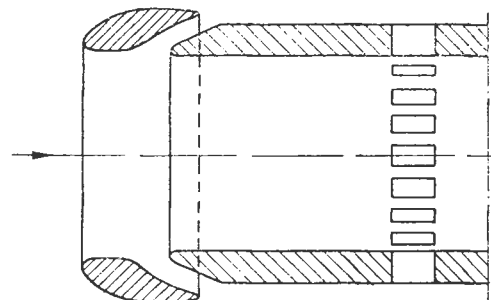
b) wtórne przepływy na skutek niekołowego przekroju poprzecznego,

c) tarcie ścianek dyszy,

d) zaburzenia powstałe od kierownic zakrętowych.

Wszystkie przyczyny, z wyjątkiem ostatniej, nie wpłynęły na zmianę rotacji strugi — mimo że zmieniały rozkład prędkości w przestrzeni pomiarowej.

W wyniku doświadczeń wyciągnięto wniosek, że źródłem zaburzeń są kierownice zakrętowe (kaskady). Na profilach kierownic, na skutek nierównomierności rozkładu prędkości w tunelu, powstawało zjawisko oderwania i siły



R-7 TL-35/60

Rys. 7. Układ służący do tłumienia pulsacji — pierścień „slotowy” i szczeliny

nośne wzdłuż poszczególnych kierownic nie były stałe wzdłuż poszczególnych łopatek. Wiry spływowe schodziły z kierownic i dochodziły do przestrzeni pomiarowej. Należy nadmienić, że w badanym tunelu były kierownice przeciwnokierunkowe — działające dobrze i nie mogło być mowy o działaniu skrętu strugi za wentylatorem. Jako najlepszy sposób zwalczania „rotacji” uznano ruchome spływy kierownic lub dodatkowe, obracające się kierownice. W dużym tunelu w Instytucie Lotnictwa zastosowano — mimo trudności wykonawczych — ruchome spływy blaszane przy betonowych kierownicach. Jak już wspomniano, stwierdzono brak wpływu siatek na „rotację”, badano też wpływ prostownicy ulowej i stwierdzono, że przepuszcza ona 40% rotacji — czyli wbrew temu co się ogólnie uważa, nie jest ona generalnym lekarstwem na rotację.

Dalszą ważną sprawą, na którą zwraca uwagę Fulkner, to zagadnienie jednakowego oporu wzdłuż wewnętrznej i zewnętrznej ścianki tunelu. Jest to specjalnie ważne w rogach, gdzie rzeczywisty opór wewnętrznej ścianki powinien być równy zewnętrznemu przez sztuczne schropowacenie. Brak tego może być przyczyną nieregularności rozkładu prędkości i dodatkowej przyczyny rotacji.

## 6. Urządzenia do tłumienia pulsacji

Istnieją różne sposoby tłumienia pulsacji. Ogólnie biorąc można je podzielić na następujące grupy:

1. Zachowanie odpowiednich proporcji wymiarów przestrzeni pomiarowej.
  2. a. Nadstawki na dyfuzorze (rys. 7).
  - b. Szczeliny w dyfuzorze.
  - c. Tłumienie przez okładziny w dyfuzorze.
3. Urządzenia znoszące tworzenie się wirów na dyszy:
  - a. Ruchome skraje z tkaniny.
  - b. Płytki wchodzące w strumień (rys. 9).
  - c. Płytki z owiewkami.
  - d. Płytki ustawione wzdłuż strumienia.
  - e. Stożkowe rozszerzenie wylotu dyszy.

ad 1. Zbyt długa przestrzeń pomiarowa powoduje rozproszenie strumienia powietrza i wtedy część powietrza nie trafia do dyfuzora, powodując przepływ powietrza poza strumieniem. Jednocześnie — przy kielichowym wlocie — część strugi uderza o wychyloną na zewnątrz „wargę” wlotu, odbija się od niej, powodując pulsacje. W tunelu  $\Phi$  5 m w Inst. Lotnictwa stało się to jedną z przyczyn pulsacji i przedłużenie dyszy wylotowej o ok. 1 m przy pomocy pierścienia ze sklejki w znacznym stopniu uciszyło pulsacje (rys. 8).

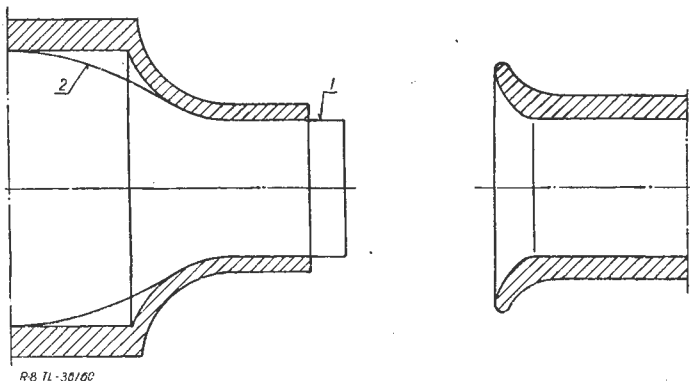
ad 2. Nadstawki na dyfuzorze przy obciążonym wlocie do dyfuzora stanowią w ostatnio budowanych tunelach prawie że regułę (rys. 7). Działanie ich można najlepiej uzasadnić tym, że wokół pierścieniowej nadstawki (słotu) wytwarza się wir zapobiegający rozpraszaniu się strumienia. Działanie to zapewnia wyniki podobne do dawno już stosowanych tzw. szczelin przeciwpulsacyjnych na dyfuzorze.

Badania włoskie Politechniki w Turynie zalecają pierścieniowe nasadki, połączone ze szczeliną, zaś w badaniach CAGI pierścien jest bardziej wydłużony i dzielony. Jako uzyskaną poprawę podano, że częstotliwość wzrosła z 45 na 55 Hz, zaś amplituda pulsacji (co jest ważne) zmalała 2—3 razy.

Otwory unicestwiają poszczególne zakresy pulsacji, lecz głównie osłabiają jej intensywność.

Powierzchnia poszczególnych rzędów otworów wynosi 15—20% płaszczyzny wlotu do dyfuzora, lecz ich całkowita wielkość — według recepty CAGI i włoskiej — może dochodzić do 50%, zaś odległość od krawędzi dyfuzora wynosi od 0,6 aż do 1,04 D.

Zaciszanie akustycznych pulsacji polega na tłumieniu ich w zamkniętej części tunelu. Dokonuje się go dzięki okładzinie z filcu, flaneli i brezentu o grubości 5 cm w dyfuzorze. Powierzchnia okładziny stosowana jest w wielkości aż ponad trzykrotną powierzchnię wlotu. Przy większych prędkościach (ponad 60 m/sek) okładziny te dają dobre wyniki w połączeniu ze szczelinami, ale głównie tłumią pulsacje akustyczne we wnętrzu tunelu.



Rys. 8. Dysza i dyfuzor tunelu Inst. Lotnictwa (1 — przedłużenie dyszy, 2 — wypełnienie)

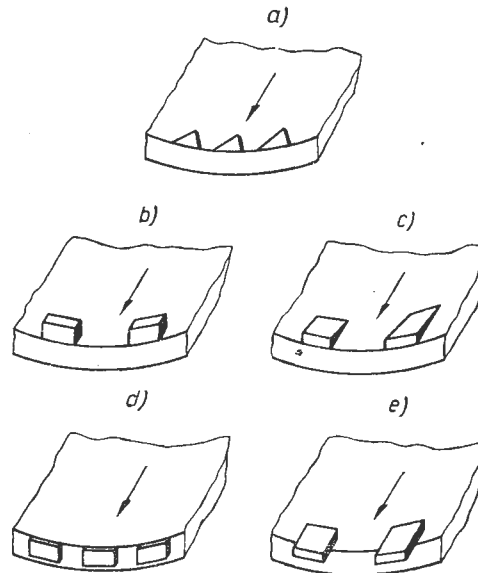
Ad 3. Wyniki stosowania urządzeń znoszących wiry na wylocie z dyszy są następujące:

Pasek z tkaniny lub gumy na brzegu dyszy przedłuża dyszę i działa dobrze na tłumienie — wadą jest to, że te brzegi łatwo się drą.

„Zęby” płytki o różnym kształcie, umieszczone na wylocie dyszy, były próbowane w CAGI, na Politechnice w Turynie, stosowano je też w Niemczech. Płytki te, w różnej

wielkości, kształcie i ustawieniu, próbowano stosować w tunelu  $\Phi$  5 m w Instytucie Lotnictwa, jednak nie stwierdzono większej poprawy w tłumieniu pulsacji. Natomiast zastosowanie płytek w małym tunelu  $\Phi$  0,5 m dało znaczne stłumienie pulsacji (rys. 9). Działanie ich polega na utrudnieniu powstawania pierścienia wirów.

Z badań na Politechnice w Turynie widać, że bez „zębów” strumień jest szerszy, a nawet przy wylocie z dyszy powstaje siodło w środku i spadek prędkości. W miarę oddalania od wylotu siodło to maleje. Wykres rozkładu prędkości wzdłuż osi przestrzeni pomiarowej wykazuje, że bez „zębów” rozkład prędkości jest lepszy, jednak zmniejszenie pulsacji przy „zębach” jest znaczne.



Rys. 9. Płytki tłumiące pulsacje: a — zęby trójkątne, b — zęby prostokątne, prostopadłe do osi tunelu, c — zęby prostokątne z owiewkiem, d — zęby równoległe do osi, e — płytki równoległe do osi tunelu, pochylane

Wzdłuż promienia wpływ ilości „zębów” jest tego rodzaju, że dla tłumienia pulsacji lepsza jest większa ilość zębów.

Zapotrzebowanie mocy jest większe dla uzyskania tych samych prędkości. „Zęby” o obrysie trójkątnym, prostokątnym lub łukowym wystają po prostu do wnętrza dyszy, na jej krawędzi. W CAGI robiono próby z „zębami” opatrzonymi w owiewki napływowe — co zmniejszyło spadek prędkości.

W Instytucie Lotnictwa próbowano również skuteczność działania płytek równoległych do osi tunelu (rys. 9e), były one zamocowane ruchomo — najlepsze dla uciszenia pulsacji było ustawienie równoległe. Jednak skuteczność ich była niewystarczająca.

Według doświadczeń CAGI „zęby” działają skutecznie jedynie razem z otworami w dyfuzorze. Stożkowe rozszerzenie dyszy zmniejsza pulsacje, lecz przy znacznym rozchyleniu psuje rozkład ciśnienia statycznego wzdłuż osi. Strelkowi w Trudach CAGI podaje wpływ poszczególnych urządzeń na konieczność wzrostu obrotów wentylatora w %:

stożkowy wylot	6%,
płytki wchodzące w strugę	3,5%,
płytki wzdłuż strugi	1,6—2,6%,
płytki z owiewkami	1,2—1,6%.

Receptę na uniknięcie pulsacji podano następującą:

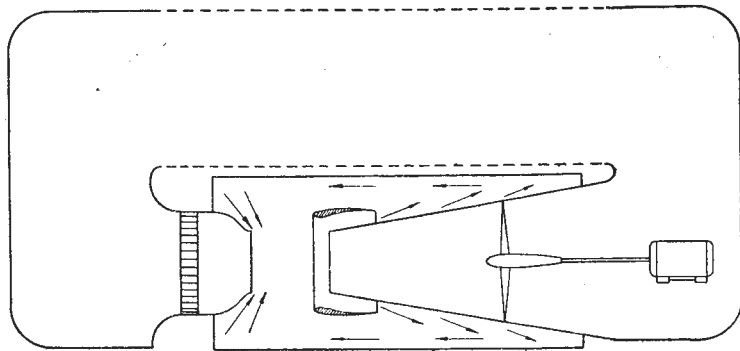
W zamkniętym tunelu (z otw. przestrzeni pomiarowej) trzeba zapewnić takie warunki, przy których pulsacje ciśnienia nie mogą się rozprzestrzeniać wzdłuż kanału powrotnego (rys. 10).

Najlepiej uzyskać to przez połączenie odwrotnego kanału z atmosferą — w ten sposób impulsy ciśnienia będą rozchodzić się w otaczającej przestrzeni i nie dojdą do dyszy.

Część powrotnego kanału można wykonać jako kanał o prawie stałym przekroju ze ściankami z lekkiego, przepuszczającego powietrze materiału. Aerodynamiczne własności kanału powrotnego pozostaną bez zmian, a przestanie on być przewodnikiem i rezonatorem akustycznych wi-

bracji. Konstrukcja powrotnego kanału byłaby zna-  
prostsza i lżejsza, gdyż cały kanał jest pod ciśnieniem atmo-  
sferycznym — oczywiście w tym przypadku przestrzeń pom-  
iarowa musiałaby być hermetyczna, gdyż panowałoby  
w niej podciśnienie. Zaletą takiego układu byłaby możliwość  
wymiany powietrza.

Niezależnie od tego Strelkow zaleca stosowanie pierście-  
niowych nasadek - „slotów” na wlocie do dyfuzora. Wy-



R-10 TL 36/60

Rys. 10. Tunel „bezpulsacyjny” według recepty CAGI

daje się, że podany sposób zbyt komplikuje cały tunel i za-  
łożenie hermetycznej przestrzeni pomiarowej jest nie do  
przyjęcia.

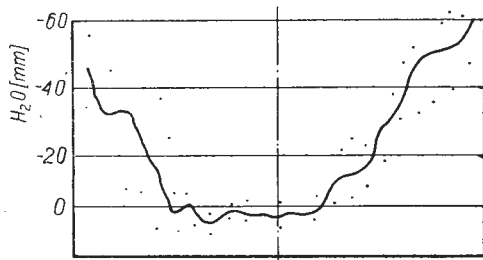
Jak w świetle tych rozważań i doświadczeń wygląda za-  
gadnienie tłumienia pulsacji w tunelu  $\Phi$  5 m w Instytucie  
Lotnictwa?

Poprzednio już wspomniano — przedłużenie dyszy znacz-  
nie zmniejszyło amplitudę pulsacji. Następnie dobudowano  
„wypełnienie” dyszy wylotowej, likwidując wewnętrzną  
„kieszę”, gdyż stwierdzono wytwarzanie się w niej wi-  
rów, które następnie pierścieniowo wchodziły do dyszy  
(rys. 8).

Dla jeszcze dalszego uciszenia reszty pulsacji — w przy-  
szłości przewiduje się zmianę wlotu do dyfuzora z kielich-  
owego w walcowy ze „slotem” - nasadką.

Niezależnie od wyciszania pulsacji przeprowadzano po-  
miary i próby poprawienia rozkładu prędkości w prze-  
strzeni pomiarowej..

W pierwszych pomiarach uzyskano rozkłady (rys. 14b),  
które wykazywały wyraźną niesymetryczność wzdłuż pionu.



R-11 TL 36/60

Rys. 11. Rozkład ciśnień w dyfuzorze (widać wchodzące pulsacje. Czarne punkty oznaczają skrajne wartości ciśnienia)

Początkowo przypuszczano, że przyczyną tego jest oddzia-  
ływanie podłogi w przestrzeni pomiarowej.

Wykonanie pomiarów rozkładu prędkości we wnętrzu ka-  
nału powrotnego oraz ich analiza wykazały następujące  
zjawiska:

a) pulsacje ciśnienia istniały w części kanału od dyfu-  
zora do wentylatora, ich amplituda wynosiła do 15%, za  
wentylatorem malały do 5% (rys. 13).

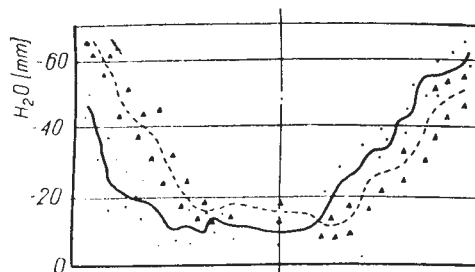
b) większą prędkość po wewnętrznej stronie obiegu,

c) skrócenie strugi za wentylatorem (zbyt małe działanie  
kierownic przeciwskrętowych),

d) za wentylatorem przeniesienie „wybrzuszenia” więk-  
szej prędkości w dół,

e) przeniesienie tej asymetrii aż do przestrzeni pomia-  
rowej.

Wobec takiego układu poprawiono kierownice przeciw-  
skrętowe i rozpoczęto regulację ruchomych spływów kie-  
rownic zakrętowych w pierwszych zakrętach. W ten sposób

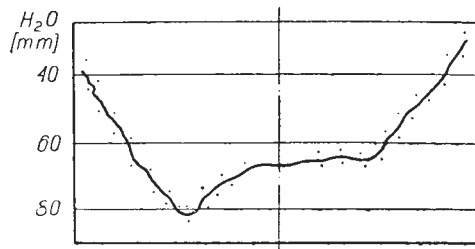


R-12 TL 36/60

Rys. 12. Rozkład ciśnień przed wentylatorem, przed i po regu-  
lacji zakrętów (widoczna pulsacja i niesymetryczność rozkładu, punk-  
ty przed regulacją, trójkątki po przestawieniu kierownicy)

otrzymano prawie całkowitą poprawę rozkładu prędkości  
w przestrzeni pomiarowej.

Otrzymane rozkłady wykazywały pewne nieregularności  
po brzegach w przekroju poziomym, wobec tego zaczęto  
próbować dalszych zmian ustawień kierownic. W ostatecz-  
nym, najlepszym układzie, ustalono położenie kierownic  
w pierwszych narożach tak, że zewnętrzne zostały odchylo-  
ne na zewnątrz, a wewnętrzne do wewnątrz. W narożach  
przy dużej średnicy (11 m), kierownice ustawiono podob-  
nie — uzyskując dalsze poszerzenie równomiernej części  
strugi w przestrzeni pomiarowej (rys. 14a i b).

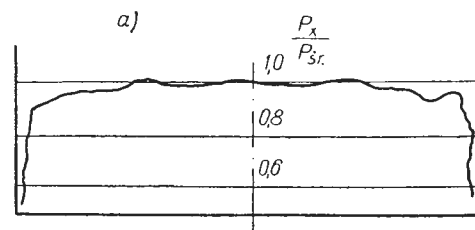
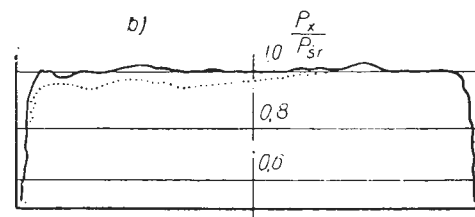


R-13 TL 36/60

Rys. 13. Rozkład ciśnień za wentylatorem (widać spadek pulsa-  
cji — rozkład prędkości jeszcze nie wyregulowany)

Wyposażenie potrzebne do pomiarów zostało wykonane  
w Instytucie Lotnictwa. Składa się ono z dwóch baterii  
manometrów, rury do pomiaru rozkładu ciśnienia 7-metrowej,  
11-metrowej oraz z ruchomej sondy na specjalnej obroto-  
wej prowadnicy ze stojakiem i wózkiem do pomiarów w  
przestrzeni pomiarowej.

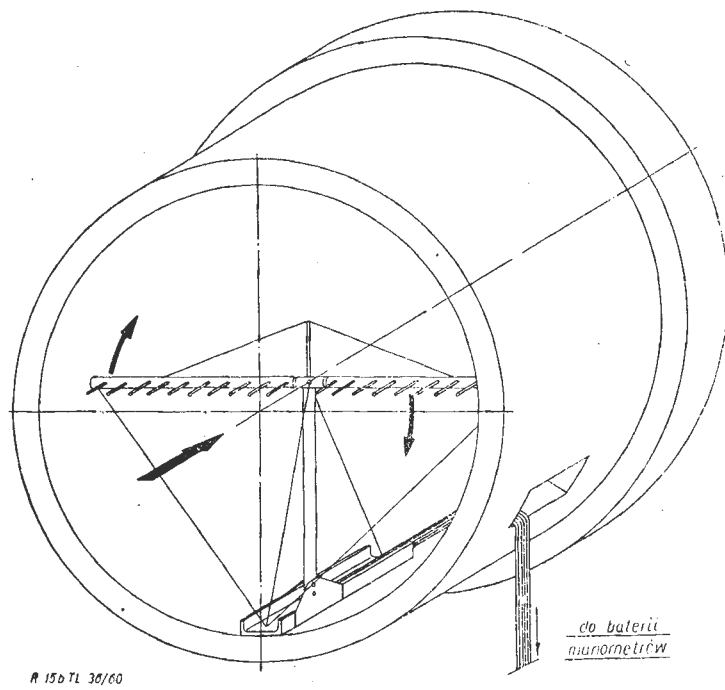
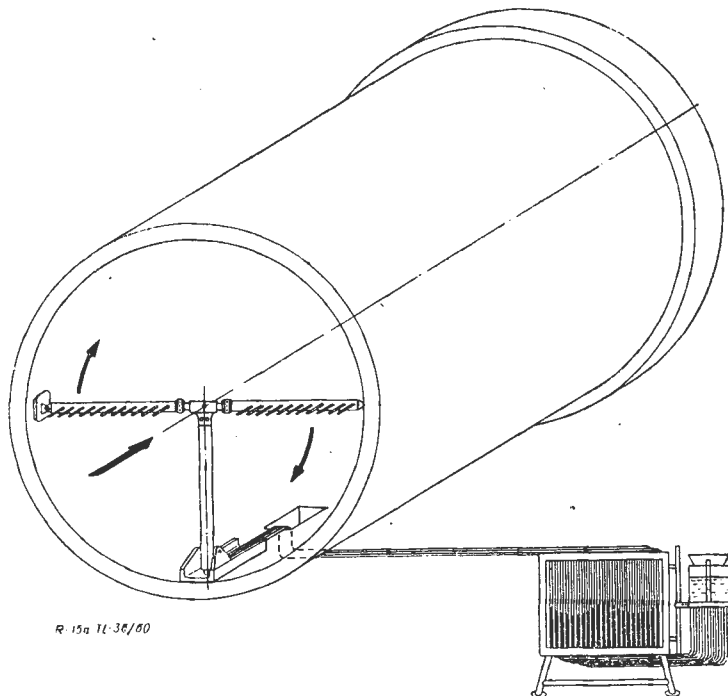
Rura do pomiarów w części 7-metrowej składa się ze  
stojaka i dwóch przegubowo przymocowanych rur bocz-  
nych. Łącznik pozwala na sztywne połączenie rur. Łącznik



R-14 TL 34/60

Rys. 14. Rozkład ciśnienia w przestrzeni pomiarowej przed i po  
regulacji zakrętów, a — rozkład ciśnienia z widocznym wpływem  
pulsacji na brzegach strumienia, b — rozkład ciśnienia po częściowej  
eliminacji pulsacji. Linia ciągła — po regulacji





Rys. 15. Rury do pomiaru ciśnienia w tunelu, a — do średnicy 7 m  
b — do średnicy 11 m

jest w częściach, wprowadzonych do rur, nagwintowany i przy pomocy nakrętek można rury odsuwać od środka, rozpierając o ścianki tunelu. Ciśnienie odbierane jest przy pomocy grzebienia z rurek aluminiowych i przenoszone do baterii na zewnątrz tunelu. Rura dla średnicy 11 m jest podobna, tylko że jej ustawienie zapewnia układ linek i nie jest rozparta o ściany.

Ruchoma sonda posiada prowadnicę w kształcie piąta, na której może się przesuwac rurka Pitota. Poszczególne położenia są sygnalizowane świecidełkami. Pewną niedogodnością jest brak jednoczesności pomiarów, jednak rekom-

pensuje to ich dokładność, gdyż każdy punkt jest mierzony tą samą rurką.

#### LITERATURA

1. Strelkow, Bendrikow, Smirnow — Pulsacji w aerodynamicznych trubach i sposobij ich diempfirowanija. Trudy CAGI No-593
2. F. B. Bradfield, G. F. Midwood — Effect of Static Pressure along the Axis of an Open Jet Tunnel of a) Nozzle Flare and b) a Ring in the Collector. R. M. No. 1695
3. V. M. Falkner, A. M. I. Mech, H. L. Nixon — Experiments on Air Flow in the 7-Foot Open-Jet No. 1 Wind Tunnel and Application to Wind-Tunnel Design
4. R. Brescia — Studium tunelu z otwartą przestrzenią pomiarową. L'Aerotechnica No. 4/54

Mgr inż. ZDZISŁAW ŁAPIŃSKI

531.781.2:539.433:621.438

## Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. II

W zeszycie poprzednim podaliśmy metodę tensometrycznego pomiaru naprężeń od drgań w kilku łopatkach pracującej turbiny spalinowej. Obecnie omówiony jest sposób obliczenia maksymalnych naprężeń w łopatkach na podstawie przeprowadzonych pomiarów.

### 2. Obliczanie maksymalnych naprężeń w łopatkach tarczy turbiny na podstawie tensometrycznego pomiaru w kilku łopatkach

Przedstawiona w tej pracy metoda obliczania maksymalnych naprężeń, od pierwszej postaci drgań giętnych w łopatkach turbin spalinowych na podstawie tensometrycznego pomiaru w kilku łopatkach, opiera się na teorii prawdopodobieństwa.

Tabela I przedstawia dane z pomiaru maksymalnych naprężeń od drgań rezonansowych z 64 łopatek tarczy turbiny przy pierwszej postaci drgań giętnych.

Naprężenia przedstawione w tabeli I były pomierzone na grzbiecie łopatki tuż przy zamocowaniu łopatki i następnie, za pomocą wzoru [1], zredukowane na krawędź spływu łopatki. Pomiar, dający wartość naprężenia 430 kg/cm<sup>2</sup>, można wykluczyć jako przypadkowy. Dowód jego przypadkowości przeprowadza się bardzo łatwo na podstawie metody podanej w pracy prof. J. Oderfelda „O błędach grubych”. Z punktu widzenia inżynierskiego ten pomiar można odrzucić, gdyż daje on najmniejszą wartość z pomie-

rzonych naprężeń, a zatem wartość, która nie wymiaruje łopatki.

Celem sprawdzenia normalności rozkładu naprężeń, przedstawionego w tabeli I, to jest sprawdzenie, czy gęstość po-

Tabela I

Zestawienie pomierzonych naprężeń  $\pm \sigma$  kg/cm<sup>2</sup> w 64 łopatkach od drgań rezonansowych dla pierwszej postaci drgań giętnych

430	591	693	751	817	832	848	857	864	865
872	876	883	889	892	895	896	901	907	909
913	916	917	922	924	928	935	936	936	943
947	947	951	952	954	955	957	966	968	969
972	973	978	986	989	991	992	995	996	998
1007	1009	1013	1016	1017	1028	1036	1042	1053	1087
1118	1147	1172	1220						

mierzonego rozkładu naprężeń można wyrazić za pomocą funkcji Gaussa:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{x^2}{2}}$$

sporządzono dystrybuantę rozkładu. Zamiast tabeli I można użyć tabeli II, gdzie są przedstawione logarytmy naprężeń badanego rozkładu. W badaniach zmęczeniowych logarytmy naprężeń są zazwyczaj bardziej zbliżone do normalne-

Zbiór przedstawiony w tabeli I podzielono na 10 klas, nie biorąc pod uwagę wartości 430 ze względów wyżej omówionych i obliczono funkcję chi-kwadrat wg zależności:

$$\chi_0^2 = \sum_{i=1}^{10} \frac{(x_i - f_i)^2}{f_i} = 13,127$$

gdzie  $f_i$  jest teoretyczną częstością, odpowiadającą sprawdzanej hipotezie w danej klasie, a  $x_i$  częstością rzeczywi-

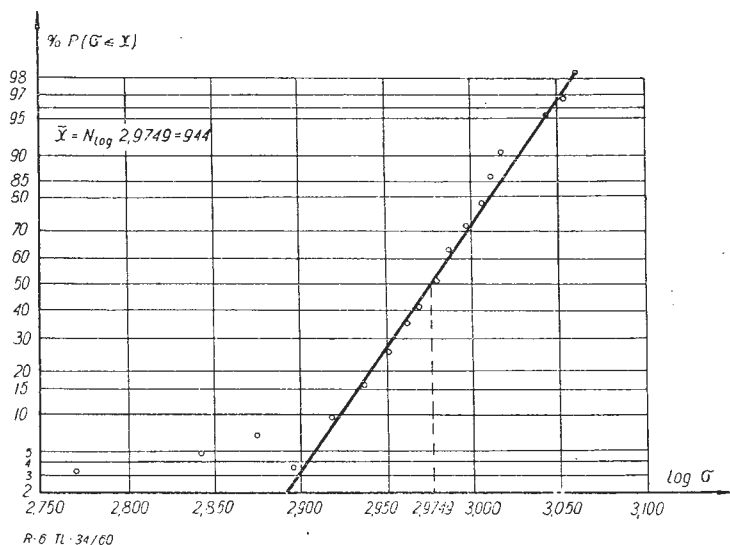
Tabela II

Zestawienie logarytmów pomierzonych naprężeń w 64 łopatkach od drgań rezonansowych dla pierwszej postaci drgań giętych

2,6335	2,7716	2,8407	2,8756	2,9122	2,9201	2,9284	2,9330	2,9365	2,9370
2,9405	2,9425	2,9460	2,9489	2,9504	2,9518	2,9523	2,9547	2,9576	2,9586
2,9605	2,9619	2,9624	2,9647	2,9657	2,9675	2,9708	2,9713	2,9713	2,9715
2,9763	2,9763	2,9782	2,9786	2,9795	2,9800	2,9809	2,9850	2,9859	2,9863
2,9877	2,9881	2,9903	2,9939	2,9952	2,9961	2,9965	2,9978	2,9983	2,9991
3,0030	3,0039	3,0056	3,0069	3,0073	3,0120	3,0154	3,0179	3,0224	3,0362
3,0484	3,0596	3,0689	3,0864						

go rozkładu niż wartości samych naprężeń. Rozkład przedstawiony w tabeli II został podzielony na 16 klas. Na rys. 6 pokazano dystrybuantę tego rozkładu dla logarytmów naprężeń.

Dla rozkładu normalnego wszystkie punkty powinny leżeć na jednej prostej. W rzeczywistych rozkładach prawie zawsze są pewne odchylenia od prostej. W omawianym przypadku wyjątek stanowią 3 punkty dla małych wartości naprężeń, które nie leżą na linii prostej, nie dając tym samym w pełni normalnego rozkładu. Powodują one przesunięcie w lewo wykresu rozkładu gęstości. Są to punkty



Rys. 6. Dystrybuanta rozkładu naprężeń w 64 łopatkach tarczy turbiny dla pierwszej postaci drgań giętych

o najmniejszych naprężeniach, a zatem nie decydują one o wytrzymałości łopatek. Pozostałe punkty dla wartości naprężeń średnich i wyższych leżą na jednej prostej — jak to widać na rys. 6.

Stąd, do omawianego rozkładu można stosować prawa rozkładu normalnego, pamiętając, że cały proces obliczania naprężeń prowadzony jest dla logarytmów naprężeń.

Dla wyjaśnienia należy podać, że na osi odciętych rys. 6 odkłada się logarytmy naprężeń w równomiernej, dowolnie wybranej podziałce, a na osi rzędnych prawdopodobieństwo ilości łopatek o naprężeniach nie większych niż  $\sigma$  kG/cm<sup>2</sup> w danej klasie w podziałce, będącej odwrotnością funkcji Laplace'a. Aby być zupełnie pewnym, czy do tego rozkładu naprężeń, przedstawionego w tabeli I, można stosować zależności rozkładu normalnego, sprawdzono raz jeszcze jego normalność za pomocą bardziej obiektywnej metody chi-kwadrat.

stą, wynikającą z doświadczenia w danej klasie. Na podstawie tablicy IV książki prof. J. Oderfelda pt. „Zarys statystycznej kontroli jakości” dla  $n = 8$  odczytano prawdopodobieństwo  $P$  otrzymania wartości  $\chi^2$  większej od  $\chi_0^2 = 13,127$  w założeniu prawdziwości hipotezy, że rozkład jest normalny. Zwykle uważa się, że nie ma powodów do odrzucenia hipotezy, jeśli  $0,1 \leq P \leq 0,9$ . W przypadku omawianym  $P \approx 0,11$  należy przyjąć więc, że rozkład przedstawiony w tabeli I jest normalny.

Obecnie zostanie podana metoda obliczania maksymalnych naprężeń w łopatkach danej tarczy, na podstawie pomiaru naprężeń w kilku łopatkach. Naprężenia będą liczone dwiema metodami. W pierwszej metodzie podstawę stanowi średnia wartość próbki  $\bar{x}$  i średnie odchylenie próbki  $S_n$ , druga metoda oparta jest na zależności empirycznej.

Na tarczy turbiny jest  $N$  łopatek. Mierząc naprężenia w  $n$  łopatkach wybranych losowo, otrzymano jako wyniki logarytmy naprężeń  $x_1, x_2, \dots, x_n$ .

Należy znaleźć taką liczbę  $x_0$ , żeby można było z prawdopodobieństwem  $P$  powiedzieć, że w żadnej z nie zbadanych  $N - n$  łopatek logarytm naprężenia nie będzie większy od  $x_0$ .

Techniczne znaczenie prawdopodobieństwa  $P$  jest następujące. Niech  $P = 0,99$ . Jeśli teraz zastosować bardzo wiele razy sposób podany poniżej, to przeciętnie jeden raz na 100 zdarzy się turbina, w której wystąpi naprężenie większe od  $N \log x_0$ . Rozwiązanie to opiera się na pracy K. R. Naira ogłoszonej w piśmie „Biometryka”.

Obliczenia prowadzi się kolejno: średnia wartość próbki o liczności  $n$ ;

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad [2]$$

średnie odchylenie próbki o liczności  $n$ ;

$$S_n = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad [3]$$

pomocnicza wielkość  $P_1$ ;

$$P_1 = 1 - \frac{1 - P}{N - n} \quad [4]$$

Następnie w tablicach dla rozkładu normalnego znajduje się taką wartość  $u_{P_1}$ , żeby prawdopodobieństwo jej nieprzekroczenia przez zmienną losową normalną zero — jedynkową było  $P_1$ .

Następnie oblicza się poszukiwaną liczbę  $x_0$  z zależności:

$$x_0 = \bar{x} + S_n \cdot U_{P_1} \left(1 + \frac{3}{n}\right) \cdot \sqrt{\frac{N - n - 1}{N - n}} \quad [5]$$

Skąd z prawdopodobieństwem  $P$  otrzymuje się:

$$\sigma_{\max obl} = N \log x_0 \quad [6]$$

Żeby sprawdzić przedstawioną metodę wybrano dwie próbki, o licznosci 5 sztuk każda, w sposób przypadkowy ze zbioru naprężeń przedstawionego w tabeli I. Do tego celu użyto tablic liczb losowych wg PN/N-03010. Wybór liczb losowych przeprowadzono w bloku 1. W pierwszym przypadku otrzymano 5 losowo wybranych pomiarów, których logarytmy naprężeń są:  $x_i = 2,9547$  2,9330 2,9978 2,9983 2,9713. Ogólna liczba łopatek na tarczy wynosi 64. Na podstawie zależności [2] i [3] obliczono kolejno: średnią wartość próbki  $\bar{x} = 2,9712$  i średnie odchylenie w próbkce  $S_n = 0,0252$ .

Prawdopodobieństwo  $P$  przyjęto równe 0,99, gdyż taka dokładność w obliczeniach inżynierskich jest wystarczająca. Stąd na podstawie zależności [4] otrzymano:

$$P_1 = 1 - \frac{1 - 0,99}{64 - 5} = 0,99983$$

Z tabeli I książki prof. J. Oderfelda pt. „Zarys statystycznej kontroli jakości” dla  $P_1 = 0,99983$  znaleziono  $u_{P_1} = 3,58$ . Na podstawie zależności [5] otrzymano:  $x_0 = 2,9712 + 0,0252 \cdot 3,58 \left(1 + \frac{3}{5}\right) \cdot \frac{58}{59} = 3,1143$ , skąd — zgodnie z zależnością [6] — uzyskano:  $\sigma_{\max obl} = N \log 3,1143 = 1300 \text{ kG/cm}^2$ .

Stosunek maksymalnych naprężeń, obliczonych na podstawie zależności [5] dla próbki o licznosci 5 do maksymalnych naprężeń pomierzonych w zbiorze o 64 łopatkach i przedstawionych w tabeli I, wynosi:

$$\frac{\sigma_{\max obl}}{\sigma_{\max zm}} = \frac{1300}{1220} = 1,07$$

W praktyce inżynierskiej stosuje się zależność empiryczną, według której maksymalne naprężenia otrzymuje się mnożąc przez współczynnik zwiększający 1,25÷1,35 maksymalną wartość naprężenia, uzyskaną z pomiaru na 5÷7 łopatkach danej tarczy turbiny.

$$\sigma_{\max top} = (1,25 \div 1,35) \cdot \sigma_{\max zm} \quad [7]$$

W przyjętej losowej próbkce  $\log \sigma_{\max zm} = 2,9983$ , co odpowiada  $\sigma_{\max zm} = 996 \text{ kG/cm}^2$ . Stąd zgodnie z zależnością [7] można obliczyć:

$$\sigma_{\max top} = (1,25 \div 1,35) \cdot 996 = 1245 \div 1345 \text{ kG/cm}^2.$$

Stosunek maksymalnych naprężeń, obliczonych na podstawie empirycznej zależności [7] dla próbki o licznosci 5 do maksymalnych naprężeń pomierzonych w zbiorze o 64 łopatkach i przedstawionych w tabeli I, wynosi:

$$\frac{\sigma_{\max top}}{\sigma_{\max zm}} = \frac{1245 \div 1345}{1220} = 1,02 \div 1,10$$

W drugim przypadku wyboru losowego 5 pomiarów z rozkładu, przedstawionego w tabeli I, na podstawie tablic losowych PN/N-03010 bloku 1, otrzymano następujące logarytmy naprężeń:  $x_i = 3,0030$  2,9547 3,0056 2,9370 2,9675. Wyniki obliczeń dla tego przypadku są zestawione w tabeli III.

Porównując obie metody należy stwierdzić, że metoda oparta na średniej wartości próbki  $\bar{x}$  i średnim odchyleniu  $S_n$  daje więcej informacji o rozkładzie naprężeń w łopatkach tarczy turbiny w porównaniu z zależnością empiryczną [7]. Zalety metody opartej na średniej wartości próbki  $\bar{x}$  i średnim odchyleniu próbki  $S_n$  są szczególnie widoczne, gdy przyjęć próbkę o większej licznosci. Minimalna ilość łopatek wziętych na danej tarczy do pomiarów

tomometrycznych nie może być mniejsza niż 5. Zrozumiałą jest rzeczą, że im więcej brać łopatek do pomiaru, tj. im większa będzie licznosc próbek, to naprężenia określane za pomocą zależności [5] będą bardziej zbliżone do rzeczywistego rozkładu naprężeń w łopatkach danej tarczy turbiny. W praktyce, licznosc próbek  $n$  waha się w granicach 5÷7. Doświadczenia wskazują, że taka ilość jest wystarczająca, by można było określić naprężenia z dokładnością stosowaną w obliczeniach inżynierskich. Tendencyjnie wybrano: raz 5 kolejnych — najniższych pomierzonych naprężeń, drugi raz 5 kolejnych — najwyższych pomierzonych naprężeń.

Tabela III

Porównanie maksymalnych naprężeń otrzymanych wg dwóch omówionych metod ze zmierzonymi maksymalnymi naprężeniami w zbiorze 64 łopatek

$\sigma_{\max}$ zmierzone	$\sigma_{\max obl}$	$\sigma_{\max} = (1,25 \div 1,35) \sigma_{\max zm}$
5 losowym pomiarów: 2,9547; 2,9330; 2,9978; 2,9983; 2,9713		
1220	1300	1245 ÷ 1345
$\frac{\sigma_{obl max}}{1220}$	1,07	1,02 ÷ 1,10
5 losowych pomiarów: 3,0030; 2,9547; 3,0056; 2,9370; 2,9675		
1220	1338	1266 ÷ 1368
$\frac{\sigma_{obl max}}{1220}$	1,10	1,04 ÷ 1,12
5 najniższych kolejnych pomiarów: 2,7716; 2,8407; 2,8756; 2,9122; 2,9201		
1220	1460	1040 ÷ 1125
$\frac{\sigma_{obl max}}{1220}$	1,20	0,85 ÷ 0,92
5 najwyższych kolejnych pomiarów: 3,0362; 3,0484; 3,0596; 3,0689; 3,0864		
1220	1430	1525 ÷ 1650
$\frac{\sigma_{obl max}}{1220}$	1,17	1,25 ÷ 1,35

żeń, w zbiorze 64 łopatek, których rozkład przedstawiony jest w tabeli I, bądź ich logarytmy w tabeli II. Wartości logarytmów naprężeń dla tych obu przypadków oraz wyniki obliczeń za pomocą metod przedstawionych w tej pracy są zestawione w tabeli III. Należy jednak podkreślić, że te dwa ostatnie przypadki nie dają pełnej oceny przedstawionych metod, gdyż zależności [6] i [7] są słuszne tylko wtedy, gdy próbka jest losowana bez tendencji. Ogólnie należy stwierdzić, że, mając na względzie koszt oraz czas trwania pomiaru naprężeń w łopatkach turbin, opłaca się zawsze liczyć metodą, która daje większą ilość informacji o rozkładzie naprężeń w tarczy turbiny.

Mając określone maksymalne naprężenia przy drganiach rezonansowych dla pierwszej postaci drgań giętnych w łopatkach tarczy turbiny, za pomocą jednej z wyżej opisanych metod można określić naprężenia dopuszczalne w łopatkach tarczy od drgań z zależności:

$$\sigma_{dop rez} = \frac{Z_{go}}{k} \geq \sigma_{\max obl} \quad [8]$$

gdzie  $Z_{go}$  oznacza wytrzymałość na zmęczenie o profilu łopatki z uwzględnieniem asymetrii cyklu obciążenia, temperatury łopatki oraz wpływu kształtu łopatki. Asymetrię cyklu obciążenia i temperaturę przyjmuje się zgodnie z wynikami uzyskanymi z pomiarów na pracującej turbinie. W przypadku drgań rezonansowych dla pierwszej postaci drgań giętnych bierze się do obliczeń  $Z_{go}$  dla drgań giętnych, obustronnie symetrycznych. Dla łopatek turbin lotniczych granicę zmęczenia  $Z_{go}$ , przy drganiach rezonansowych, określa się dla  $N = 10^6$  zmian obciążenia dla danej temperatury. Łopatki turbin lotniczych wykonuje się ze stali stopowych. Łopatki omawianej turbiny lotniczej wykonano ze stali stopowej z domieszką chromu niklu i mo-

libdeniu o charakterystyce zmęczeniowej, podanej w tabeli IV. Współczynnik bezpieczeństwa  $k$  z zależności [8] waha się dość w szerokich granicach i ma wartość:

$$k = 2,2 \div 3,5 \quad [9]$$

Wybór wielkości współczynnika bezpieczeństwa  $k$  zależy w dużym stopniu od dokładności pomiaru naprężeń. Jeśli o wytrzymałości łopatkki decyduje pierwsza postać drgań giętnych, a co za tym idzie, częstotści własne są stosunkowo niskie i naprężenia można pomierzyć dokładnie, to wtedy współczynnik  $k$  należy brać mniejszy. W przypadku, gdy

Tabela IV

Wartości  $Z_{go}$  kG/mm<sup>2</sup> dla stali chromo-niklo-molibdenowej dla drgań giętnych obustronnie symetrycznych w funkcji temperatury i ilości cykli obciążeń

N cykli	T °C			
	600	700	800	900
10 <sup>6</sup>	38	40	32	21
10 <sup>7</sup>	36	38	28	15
10 <sup>8</sup>	35	33	28	—
10 <sup>9</sup>	34	—	—	—

o zmęczeniu łopatkki decydują wyższe postacie drgań, to pomiar naprężeń jest bardziej skomplikowany i przez to mniej dokładny i wtedy należy brać większe wartości  $k$ . Często zmiana naprężeń na długości pomiarowej tensometru zachodzi bardzo gwałtownie, jak to pokazano na rys. 7, i wtedy tensometr mierzy tylko średnią wartość naprężeń, podczas gdy nic nie wiadomo o ekstremalnych wartościach naprężeń na długości pomiarowej tensometru. W tym przypadku  $k$  należy wziąć większe.

W praktyce  $k$  najczęściej waha się w granicach  $k = 2,5 \div 2,8$ . Na wybór współczynnika bezpieczeństwa ma również wpływ kształt profilu łopatkki. Przy profilach łopatek, które dają bardziej nierównomierny rozkład naprężeń, wartości  $k$  przyjmuje się większe. Wybierając wartość  $k$ , należy ocenić cały proces pracy turbiny i możliwości powstawania zjawisk niekorzystnych dla pracy turbiny. W przypadku turbiny omawianej w tej pracy przyjęty współczynnik bezpieczeństwa  $k$  wynosi:

$$k = \frac{3200}{1220} = 2,62,$$

gdzie  $Z_{go} = 3200$  kG/cm<sup>2</sup> jest wytrzymałością na zmęczenie profilu łopatkki dla  $T = 800$  °C i  $N = 10^6$  zmian obciążeń.

Wytrzymałość łopatek turbiny lotniczej ze względu na naprężenia od drgań należy sprawdzić nie tylko w warunkach obrotów rezonansowych, gdzie ma się do czynienia z największymi naprężeniami dynamicznymi, ale w zasadzie krótkotrwałymi, lecz także dla obrotów najczęściej stosowanych w eksploatacji silnika, tzn. dla obrotów długotrwałych. Może się okazać, że w wyniku większej ilości cykli obciążeń przy obrotach długotrwałych  $N_{dt} \gg N_{rez}$ , większych naprężeń statycznych oraz wyższej temperatury, wytrzymałość na zmęczenie łopatkki będzie znacznie mniejsza niż w warunkach rezonansowych i ona może okazać się wielkością wymiarującą łopatkę.

Jeśli znana jest dla obrotów długotrwałych przy danej temperaturze ilość zmian obciążeń i przy danym profilu łopatkki wytrzymałość na zmęczenie  $Z_{go dt}$ , to naprężenie dopuszczalne ze względu na drgania przy obrotach długotrwałych określa się z następującej zależności:

$$\sigma_{dop dt} = \frac{Z_{go dt}}{k} \geq \sigma_{zm dt} \quad [10]$$

gdzie  $\sigma_{zm dt}$  jest maksymalnym naprężeniem od drgań, zmierzonym na łopatkce za pomocą tensometrowania przy obrotach długotrwałych. Zazwyczaj jednak znane są charakterystyki materiałów dla danych profili łopatek tylko dla warunków rezonansowych, a nie zna się tych charaktery-

styk dla obrotów długotrwałych, tj. obrotów, przy których silnik najdłużej pracuje. Wiąże to się z tym, że te badania są uciążliwe, kosztowne oraz długie w czasie.

W związku z tym warunki pracy przy  $n_{dt}$  redukuje się na warunki  $n_{rez}$  i oblicza się  $\sigma_{dop dt}$  w odniesieniu do warunków rezonansowych i wtedy tak obliczone  $\sigma_{dop dt}$  można porównywać z wytrzymałością zmęczeniową profilu łopatkki, dla obrotów rezonansowych oraz współczynnikiem bezpieczeństwa  $k$ , określonym w równaniu [9].

Naprężenia dopuszczalne od drgań przy obrotach długotrwałych, po zredukowaniu na warunki rezonansowe, wyraża się zależnością:

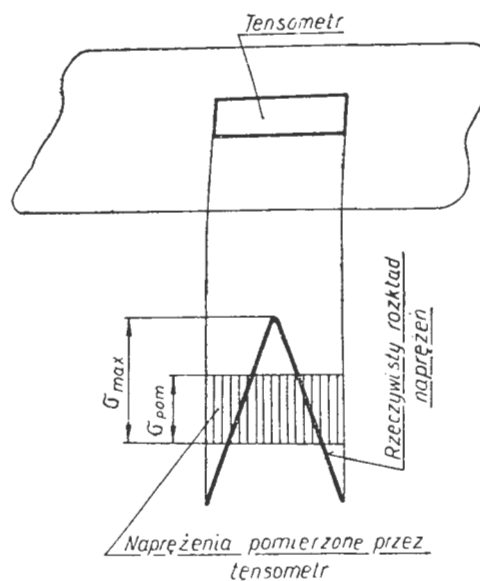
$$\sigma_{dop dt} = \frac{Z_{go}}{k} \geq \sigma_{dt red} \quad [11]$$

$$\sigma_{dt red} = \sigma_{zm dt} \cdot \frac{\alpha \cdot \beta}{C_1 \cdot C_2 \cdot C_3} \quad [12]$$

Gdzie  $\sigma_{zm dt}$  jest maksymalnym naprężeniem od drgań, pomierzonym dla obrotów długotrwałych, a  $\sigma_{dt red}$  maksymalnym naprężeniem przy obrotach długotrwałych, zredukowanym na warunki rezonansowe z uwzględnieniem nierównomierności rozkładu naprężeń w przekroju łopatkki  $\alpha$  i nieliniowości charakterystyk częstotliwości pętlic oscylografu  $\beta$ .  $\sigma_{zm dt}$  jest zdefiniowane w równaniu [10]. Podkreślić należy, że  $Z_{go}$  i  $k$  w równaniu [11] mają takie same wartości, jak dla rezonansowych warunków pracy łopatek, tj. takie wartości, jak w równaniu [8].

Współczynniki redukcyjne  $C_1$ ,  $C_2$  i  $C_3$  w równaniu [12] są określone następującymi zależnościami:

$$C_1 = \frac{\sigma_{stat dt}}{\sigma_{stat rez}} \quad [13]$$



R 711 34/60

Rys. 7. Naprężenia pomierzone przez tensometr przy koncentracji naprężeń na długości pomiarowej tensometru

gdzie  $\sigma_{stat dt}$  jest naprężeniem tzw. statycznym w łopatkce, pochodzącym od sił odśrodkowych oraz od momentu gnącego przy obrotach długotrwałych i wyraża się zależnością:

$$\sigma_{stat dt} = \frac{P_{odśr}}{F_{top}} + \frac{M_g}{W_x}$$

$\sigma_{stat rez}$  jest naprężeniem statycznym łopatkki obliczonym tylko dla obrotów rezonansowych.

$$C_2 = \frac{Z_{go dt}}{Z_{go rez}} \quad [14]$$

$Z_{go dt}$  jest wytrzymałością zmęczeniową dla materiału łopatkki dla tej ilości obrotów, jaką wykonuje turbina w ciągu całego czasu swej pracy.

Zazwyczaj dla materiałów łopatek turbin lotniczych przyjmuje się  $N = 10^8$ , jako odpowiadającą nieskończoność wielkiej ilości zmian, a zarazem osiągnięciu granicy trwałej wytrzymałości zmęczeniowej.  $Z_{go rez}$  jest wytrzymałością zmęczeniową dla materiału łopatkki dla tej ilości obrotów rezonansowych, jaką wykonuje turbina w ciągu całego czasu pracy. Ustalenie ilości obrotów rezonansowych w ciągu całego czasu eksploatacji turbiny, gdy łopatkki są w rezonansie, jest rzeczą niezmiernie trudną i może być dokonane tylko na drodze szacunkowej. Wielu konstruktorów przyjmuje tę wielkość jako odpowiadającą  $N = 10^6$  zmian obciążeń. Widać z tego od razu, że przyjmując  $N = 10^8$  przebywa się po stronie bezpieczniejszej. Ogólnie nie da się podać zależności, na podstawie której można by określić ilość obrotów rezonansowych w trakcie całej eksploatacji silnika lotniczego. Jest ona zależna od rodzaju samolotu, na przykład — czy jest to samolot komunikacyjny, czy też jest przeznaczony do walk powietrznych, powodujących nieregularność w pracy silnika itp. Ogólnie można powiedzieć, że każdy typ samolotu wymaga pod tym względem osobnej analizy. Należy podkreślić, że  $Z_{go dt}$  i  $Z_{go rez}$  w zależności [14] są określone dla temperatury normalnej, cykliczne obciążenia są obustronnie symetryczne i naprężenia statyczne mają jednakowe wartości.

$$C_3 = \frac{(Z_{go dt}) T_{dt}}{(Z_{go rez}) T_{rez}}$$

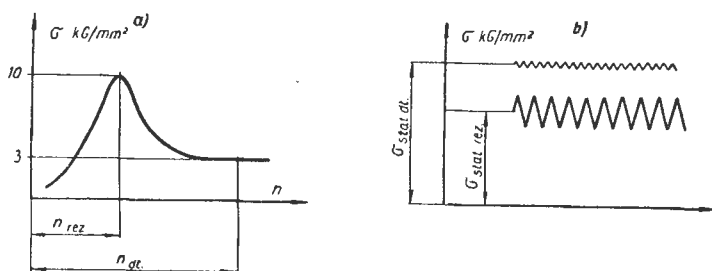
gdzie  $(Z_{go dt}) T_{dt}$  jest tak samo znajdowaną wielkością, jak w równaniu [14], ale w odniesieniu do temperatury istniejącej przy długotrwałej pracy turbiny; podobnie  $(Z_{go rez}) T_{rez}$  jest tak samo określone, jak w równaniu [14], lecz w odniesieniu do temperatury istniejącej przy warunkach obrotów rezonansowych.

Należy podkreślić, że w zależnościach [13]–[15] wszystkie wielkości charakterystyczne odnosiły się do próbek materiału, z którego wykonana jest łopatkka, a nie do próbki wykonanej według profilu łopatkki.

Nieraz na pierwszy rzut oka wydaje się, że współczynnik bezpieczeństwa  $k$  przy  $n_{dt}$  jest parokrotnie większy niż przy  $n_{rez}$ . Wynika to pozornie z tego, że — jak widać na rys. 8a — dla obrotów rezonansowych  $\sigma = 10$  kG/mm<sup>2</sup>, a dla obrotów długotrwałych  $\sigma = 3$  kG/mm<sup>2</sup> i stąd stosunek:

$$\frac{\sigma_{rez}}{\sigma_{dt}} = \frac{10}{3} = 3,33 \quad [16]$$

Z równania [16] wynikałoby, że współczynnik bezpieczeństwa jest 3,33 razy większy. Nie jest to jednak poprawne porównanie naprężeń od drgań dla dwu stanów



Rys. 8a. Wykres naprężeń od drgań w łopacie w funkcji obrotów turbiny. b. Naprężenie statyczne w łopacie przy obrotach rezonansowych i długotrwałych

pracy, aczkolwiek niektórzy inżynierowie takie porównania robią. Jak widać z rys. 8b

$$\sigma_{stat rez} < \sigma_{stat dt} \quad [17]$$

Ponadto, jak wiadomo z doświadczenia, ilość zmian obciążeń dla obu stanów pracy można scharakteryzować następującą nierównością:

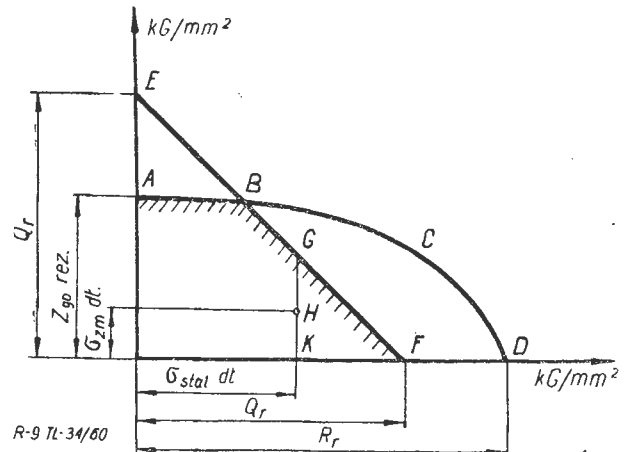
$$N_{rez} \ll N_{dt} \quad [18]$$

Również temperatura w warunkach pracy obrotów długotrwałych w silnikach lotniczych jest znacznie wyższa niż przy obrotach rezonansowych, tak że można to scharakteryzować następującą nierównością:

$$T_{rez} < T_{dt} \quad [19]$$

W sumie nierówności [17], [18] i [19] powodują, że wytrzymałości zmęczeniowe dla obu porównywanych stanów pracy dla profilu łopatkki turbiny lotniczej można scharakteryzować następującą nierównością:

$$Z_{go rez} > Z_{go dt} \quad [20]$$



Rys. 9. Wykres uwzględniający wpływ naprężeń statycznych i dynamicznych na wytrzymałość łopatkki

Nierówność [20] powoduje, że współczynnik bezpieczeństwa ze względu na naprężenia od drgań, jak to wynika z doświadczeń, jest większy przeciętnie tylko o 30–50% przy obrotach długotrwałych w porównaniu z obrotami rezonansowymi.

Wszystkie wyprowadzone w tym rozdziale zależności dotyczą tylko łopatek wykonanych ze stali stopowych. W przypadku na przykład stopów duralowych, zależności wyżej omówione będą miały inną postać, a to głównie dlatego, że dla stopu duralowego  $Z_{go}$  istnieje tylko dla ściśle określonego  $N$ . Współczynniki bezpieczeństwa obliczone dla łopatek wykonanych ze stopów duralowych będą odnosić się ściśle tylko do danej ilości zmian obciążeń  $N$ .

Równolegle, obok analizy naprężeń powstałych od drgań przy obrotach rezonansowych i długotrwałych, należy przeprowadzać pełną analizę naprężeń, to jest określenie współczynnika bezpieczeństwa dla sumy naprężeń: naprężeń statycznych i naprężeń od drgań. Takiego określenia współczynnika bezpieczeństwa można dokonać, posługując się wykresem przedstawionym na rys. 9.

Linia ABCD na rys. 9 daje wielkości naprężeń, przy przekroczeniu których zachodzi zniszczenie łopatkki w punktach krańcowych tej linii: w A zniszczenie łopatkki zachodzi na skutek zmęczenia spowodowanego drganiami rezonansowymi, a w punkcie D zniszczenie powodują naprężenia statyczne przez rozerwanie łopatkki. We wszystkich innych pośrednich punktach linii ABCD zniszczenie łopatkki zachodzi w wyniku działania obu naprężeń — i zmęczeniowych i statycznych. W ten sposób linia ABCD określa naprężenia niszczące łopatkę.

Przy zastosowaniu materiałów plastycznych, a takie stosujemy przy konstrukcji łopatek, odkształcenia plastyczne w łopacie spowodują jej zniszczenie. Dlatego też, by uzyskać linię naprężeń niszczących w praktycznym znaczeniu tego słowa, na podany wykres trzeba nanieść linię EF, ograniczającą naprężenia niszczące ze względu na odkształcenia plastyczne. W ten sposób otrzymuje się linię ABF określającą wartość naprężeń, przekroczenie których grozi zniszczeniem łopatkki bądź ze względu na zmęczenie, bądź ze względu na odkształcenia plastyczne, lub też ze względu na zmęczenie i odkształcenia plastyczne razem.

Należy pamiętać, że wartość  $Z_{go rez}$  na rys. 9 odnosi się do profilu łopatkki przy danej temperaturze. Praktyczne posługiwanie się wykresem z rys. 9 wygląda następująco: dla

danych obrotów  $n_{dt}$  oblicza się naprężenia statyczne w łopacie i jednocześnie z obliczeń na podstawie pomiarów tensometrycznych znane są maksymalne naprężenia od drgań przy obrotach długotrwałych  $\sigma_{zm} dt$ .

Z rys. 9 widać, że współczynnik bezpieczeństwa w stosunku do naprężeń niszczących, określonych linią ABF, wyrazi się:

$$k = \frac{GK}{HK} \quad [21]$$

W przypadku, gdy współczynnik bezpieczeństwa określany zależnością [21] okazałby się za mały, to należy zmienić materiał, z którego jest zrobiona łopata, bądź przekonstruować łopatkę, dobierając inny profil wytrzymałościowy, jeśli to jest możliwe ze względów przepływowych.

Inż. JAN WYGANOWSKI  
Instytut Lotnictwa  
Zakład Badań w Locie

629.135.07:656.7

## Ocena osiągnięć i własności lotnych samolotu w świetle wymagań ICAO, cz. I

Artykuł omawia wymagania normy międzynarodowej i kryteriów oceny ICAO stawiane osiągom i własnościom lotnym samolotu. Poruszono stronę formalno-prawną zagadnienia. Streszczono najważniejsze wymagania normy międzynarodowej, dotyczącej zdatności samolotu do lotu. Omówiono i zestawiono najważniejsze pojęcia, związane z charakterystycznymi prędkościami i fazami lotu samolotu. Zestawiono obowiązujące, szczegółowe kryteria i tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu z lat 1949, 1953 i 1959. Na przykładach liczbowych oraz w formie wykresów przeprowadzono porównanie poszczególnych kryteriów. Artykuł przeznaczony jest dla inżynierów płatowcowych biur konstrukcyjnych, inżynierów prowadzących próby w locie oraz zatrudnionych w kierownictwie lotnictwa cywilnego i komunikacji lotniczej i pomyślany jest jako komentarz i przewodnik po przepisach ICAO, dotyczących zdatności samolotu do lotu.

### WSTĘP

Postępujący rozwój myśli konstrukcyjnej w dziedzinie lotnictwa wysuwa problem kryteriów oceny budowanego sprzętu oraz sprzętu pochodzenia zagranicznego. Odnosi się to zarówno do wymagań, dotyczących budowy samolotów, jak i warunków, jakie muszą one spełniać pod względem własności lotnych i osiągnięć. Jak wiadomo, dotychczas w Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej nie opracowano właściwych norm i kryteriów w tym zakresie. Uczestnictwo PRL w Organizacji Międzynarodowej Lotnictwa Cywilnego (ICAO) nakłada obowiązki, wypływające z konwencji zawartej w tym przedmiocie. Z uwagi na rozmiar tematu ograniczono się w niniejszym opracowaniu jedynie do zagadnienia norm i kryteriów w zakresie własności lotnych i osiągnięć samolotów.

### 1. RYS HISTORYCZNY PRZEPISÓW MIĘDZYNARODOWYCH W ZAKRESIE ZDATNOŚCI SAMOLOTU DO LOTU [5]

Dla zrozumienia aktualnych przepisów i kryteriów, opracowanych przez ICAO, niezbędne jest krótkie przypomnienie historii ich powstania dla uwypuklenia ich treści i wymowy formalnej.

Już we wczesnym stadium rozwoju lotnictwa doceniono konieczność normalizacji na tym polu, ważnej przede wszystkim dla rozwoju międzynarodowego transportu lotniczego. Wyrazem tych tendencji była zawarta w 1919 roku Konwencja Paryska, jednocząca 33 państwa (nie była notyfikowana przez ZSRR i USA), która powołała stały organ, Międzynarodową Komisję Żeglugi Powietrznej (CINA — Commission Internationale de Navigation Aérienne), mającą za zadanie ujednoczenie norm w dziedzinie technicznej (statki powietrzne); CINA działalność swą prowadziła aż do roku 1939.

Rozwój międzynarodowej sytuacji politycznej i ogromny postęp techniczny w dziedzinie lotnictwa skłoniły szereg państw do zawarcia tymczasowego układu w zakresie lotnictwa cywilnego. Układ powyższy został zawarty w 1944 roku w Chicago, przy czym powołano tymczasowy organ wykonawczy PICA0 (Provisional International Civil Aviation Organisation). W roku 1947 konwencję o międzynarodowym lotnictwie cywilnym ratyfikowały 52 państwa, powołując, jako stały organ wykonawczy Konwencji, Organizację Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego ICAO, której powierzono: „zapewnienie rozwoju zasad i techniki międzynarodowej żeglugi powietrznej oraz popieranie rozwoju międzynarodowego przewozu powietrznego”.

Już do konwencji chicagowskiej dołączono projekt 12 załączników, wśród których załącznik, posiadający oznaczenie „G”, zawierał warunki zdatności samolotu do lotu. Dalszy rozwój prac nad wspomnianym załącznikiem potoczył się następująco. W latach 1946/1947 Podkomisja Zdatości do Lotu opracowała odpowiednie zalecenia, natomiast w marcu 1949 roku Rada ICAO (organ kierowniczy Organizacji) zatwierdziła normy i zalecone metody postępowania, ujęte jako załącznik nr 8 do konwencji i dotyczące zdatości samolotu do lotu. Weszły one w życie we wrześniu tegoż roku.

Okazało się jednak, że szybki rozwój lotnictwa spowodował konieczność rychłego wprowadzenia poprawek i tak już w styczniu 1950 roku Rada ICAO przyjęła poprawki od nr 1 do nr 63 (uprawomocnione od 1 stycznia 1951 roku), we wrześniu 1951 roku przyjęto dalsze poprawki oznaczone numerami od 64 do 83 (uprawomocnione od 15 kwietnia 1952 roku), zaś we wrześniu roku 1952 poprawkę nr 84 (uprawomocniona od 1 maja 1953 roku) oraz zatwierdziła włączenie do załącznika nr 8 dodatku „A”, zawierającego alternatywy wymaganych osiągnięć samolotu. Już wówczas ujawniła się niemożliwość ogólnego porozumienia w tej sprawie, która spowodowała konieczność równoległego wprowadzenia wspomnianego dodatku „A”. W czerwcu 1953 roku Zgromadzenie Ogólne ICAO zaleciło przyspieszenie prac nad przepisami, dotyczącymi wymagań zdatości samolotu do lotu. W wyniku tego zalecenia powołano szeroki zespół fachowców dla opracowania zagadnienia. W wyniku przeprowadzonych na tym polu prac, w czerwcu 1957 roku Rada ICAO przyjęła nowy tekst przepisów, który uprawomocnił się dnia 1 października 1957 r. Tekst ten potraktowano jako poprawkę nr 85 do załącznika nr 8 konwencji, przy czym stanowi on IV wydanie przepisów o zdatości samolotu do lotu, zastępujące wszystkie poprzednie wydania. Przepisy te obowiązują obecnie i będą poniżej omówione szerzej.

Należy dodać, że wspomniane wyżej nowe wydanie przepisów stanowi wyraz nowej polityki ICAO, polegającej obecnie na tym, by — z uwagi na trudności w uzyskaniu ogólnego porozumienia — ograniczyć treść normy międzynarodowej, dotyczącej zdatości do lotu, do najbardziej ogólnych i szeroko pojętych wymagań, natomiast bardziej szczegółowe wymagania ilościowe umieścić pod nazwą „kryteriów” lub „tymczasowych kryteriów”, ograniczających w mniejszym stopniu swobodne działania sygnatariuszy konwencji. Zasady tej nowej polityki formułuje ICAO w następujących dwóch tezach:

— Postanowiono zrezygnować z przeprowadzania prób państwowych samolotów według kategorii ICAO, zamiast tego normy określają minimum

wymagań o zasięgu międzynarodowym, obowiązujące przy określaniu zdatości samolotu do lotu niezbędnej przy lotach nad terytoriami obcych państw, aby w ten sposób zapewnić minimum bezpieczeństwa dla innych samolotów, osób trzecich i majątku. Normy te mają stanowić materiał do wykorzystania przez kompetentne władze państwowe.

- Normy ICAO nie zastępują przepisów państwowych, które mają być bardziej od nich szczegółowe i które mają stanowić podstawę określenia zdatości do lotu poszczególnych typów samolotów.

Wprowadzenie w ostatnich latach do regularnej komunikacji pasażerskiej samolotów z napędem turbośmigłowym i turbodrzutowym wyłoniło konieczność dalszego rozszerzenia i nowelizacji omawianych przepisów w związku z aktualnym stanem techniki na tym polu. Dokonała tego w dniu 20 października 1959 roku Komisja Nawigacji Lotniczej ICAO, autoryzując „Tymczasowe Kryteria Oceny Osiągów Samolotu”, opracowane i przyjęte w dniu 14 lipca 1959 roku w Sztokholmie przez „Komitet Zdatości Samolotów do Lotu”, to jest międzynarodowy zespół ekspertów zatwierdzony przez Radę ICAO, działający w ramach tejże Komisji Nawigacji Lotniczej ICAO. Wspomniane poprzednio „Tymczasowe Kryteria Oceny” zostaną dalej również szerzej omówione, gdyż stanowią one najaktualniejszy zespół materiałów, który, mimo że nie posiada rangi normy międzynarodowej, stanowi wyraz najnowszych tendencji w tej dziedzinie.

Powyższy rys historyczny podano na wstępie dla wypunktowania poważnego nakładu pracy wykonanej na przestrzeni kilku dziesiątków lat w zakresie przepisów zdatości do lotu, z czego wynika, że przepisy te są oparte o szeroki zasób doświadczenia eksploatacyjnego, jak również, że są one stale żywe i dostosowywane bieżąco do aktualnego stanu techniki światowej w dziedzinie lotnictwa.

## 2. AKTUALNA SYTUACJA PRAWNA

PRL notyfikowała przystąpienie do konwencji chicagowskiej w roku 1948; w roku 1958 uregulowała stosunki z organizacją ICAO, uzyskując czynne prawa członkowskie. Dotychczas PRL nie zgłosiła poprawek ani zastrzeżeń do załącznika nr 8 do konwencji. W oparciu o powyższe fakty można stwierdzić, że Polskę obowiązują w całej rozciągłości normy i kryteria tego załącznika. Z uwagi na to, że normy te i kryteria są bardzo różnicowane pod względem wynikających z nich obowiązków dotyczących ich stosowania, podano w pierwszym rzędzie ich definicje, z których będzie wynikało, jaką moc prawną posiadają. Definicje uszeregowano według stopnia ważności, przy czym podano tylko te, które mają zastosowanie do omawianego dalej tekstu.

1. Materiały, stanowiące istotną treść danego załącznika do konwencji, przyjęte przez Radę ICAO i mające moc konwencji:

- Norma: każde określenie dotyczące cech fizycznych, konfiguracji, materiału, osiągnięć, personelu lub trybu procedur postępowania, którego jednolite stosowanie zostało uznane jako potrzebne ze względu na bezpieczeństwo lub regularność międzynarodowej nawigacji lotniczej, do których umawiające się państwa mają się stosować zgodnie z konwencją; w przypadku niemożliwości dostosowania się, niezbędne jest notyfikowanie tej sprawy w Radzie ICAO, zgodnie z art. 38 konwencji.
- Definicje terminów stosowanych w normach, które nie należą do samostłumaczących się i które nie mają uznanego znaczenia słownego. Definicja nie posiada niezależnego bytu, lecz stanowi istotną treść danej normy, w której jest stosowana, gdy zmiana danego terminu ma wpływ na dany przepis.

2. Materiały zatwierdzone do publikacji przez Radę ICAO łącznie z normami.

- **Kryteria oceny** — zawierające przykłady wymagań, których spełnienie zapewni uzyskanie takiego stanu bezpieczeństwa, jaki potrzebny jest do uzyskania zgodności z normami.

Podstawę „kryteriów oceny” stanowi więc stwierdzenie, że dopuszczają one możliwości zmian zarówno w metodach ogólnych, jak i w poszczególnych zastosowaniach. Stąd wynika potrzeba pewnych wskazówek, niezbędnych przy ustalaniu przepisów krajowych oraz odchyień, jakie można dopuścić przy wydawaniu świadectwa zdatości samolotów do lotu dla wybiegających poza zakres ważności kryteriów. Rolę tę spełniają:

- **Tymczasowe kryteria oceny** — jest to rodzaj wymagań nie nakładający żadnych zobowiązań, wynikających z konwencji, gdyż nie jest ustalany w drodze wzajemnego porozumienia

między uczestniczącymi państwami, a odzwierciedla jedynie porozumienie, osiągnięte przez międzynarodowy zespół ekspertów, które można zamknąć stwierdzeniem, że zawarte w nich wymagania godne są wypróbowania. Zaleca się wypróbowanie tych wymagań przez zastosowanie ich w przepisach krajowych.

Jak wynika z powyższego „tymczasowe kryteria oceny” są najmniej obowiązujące, reprezentują jednak najaktualniejsze tendencje, wynikające z poziomu techniki światowej.

## 3. TEMATYKA ZAŁĄCZNIKA NR 8 DO KONWENCJI „TYMCZASOWYCH KRYTERIÓW OCENY”

### 3.1. Załącznik nr 8 do konwencji o lotnictwie cywilnym [1]

Załącznik nr 8 składa się z 2 zasadniczych części:

- części I, zawierającej międzynarodowe normy, które będą omówione szczegółowo poniżej oraz
- części II, zawierającej kryteria oceny. Spośród kryteriów zbior nr 1 i nr 2, dotyczący osiągnięć samolotu, będzie omówiony szczegółowo poniżej; zakres pozostałych kryteriów podano tylko w formie spisu treści, aby dostarczyć orientacji w całości materiału, nie będzie jednak omówiony bliżej, jako nie objęty tematem artykułu. Wspomniane kryteria obejmują następujące zagadnienia.

- Wytrzymałość samolotu przy obciążeniach występujących w locie. Omówiono zagadnienia obciążeń dopuszczalnych i granicznych, współczynnika bezpieczeństwa, wytrzymałości i odkształceń, prędkości obliczeniowych (prędkość z wychylonymi kłapami, ewolucyjna, w burzliwym powietrzu, przelotowa, nurkowania) oraz obciążeń, występujących w locie (przypadek obciążenia symetrycznego z kłapami schowanymi; wykres V-n, to jest prędkość w funkcji współczynnika obciążenia; przypadek obciążenia z kłapami wysuniętymi z uwzględnieniem warunków burzliwej atmosfery, wpływu strumienia zaśmigłowego i warunków niesymetrycznego obciążenia; przypadek obciążenia niesymetrycznego z kłapami schowanymi; przypadek obciążenia sterów).
- Typowe próby silników tłokowych. Omówione są następujące zagadnienia: wymagania, dotyczące danych technicznych silnika, próby (warunki prób, próby drgań, cechowanie mocy, próby spalania detonacyjnego, próby trwałości, próby funkcjonalne, zakresy pracy silnika), regulacja silnika i wymiana części w czasie prób.
- Typowe próby silników turbinowych. Obejmują tematykę analogiczną do omówionej wyżej z zastosowaniem do silników turbinowych.
- Typowe próby śmigieł. Obejmują wymagania dotyczące danych technicznych śmigieł, próby (warunki prób, próba na siły odśrodkowe dla wszystkich śmigieł prócz stałych, próba trwałości, próby funkcjonalne oraz próby różne) oraz regulację śmigieł i wymianę części śmigieł podczas prób.
- Światła nawigacyjne — obejmują: definicje, sygnały emitowane przez światła, położenie źródeł światła na samolocie, przypadek awarii urządzenia błyskowego, światła pozycyjne na skrzydłach, barwy, natężenie oraz osłony światła i filtry barwne.

### 3.2. Tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu [2]

Materiał, zawarty w publikacji pod powyższym tytułem, podzielony jest na 2 części.

Część I omawia wymagania, dotyczące zdatości do lotu samolotu, przy czym zakres tematyki pokrywa się zasadniczo ze zbiorami nr 1 i 2 kryteriów oceny osiągnięć samolotu, zawartymi w załączniku nr 8 do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym.

Część II obejmuje ograniczenia, dotyczące użytkowania samolotu, stanowiąc przedłużenie tematyki załącznika nr 6 [3] do konwencji (Operation of Aircraft — eksploatacja samolotu).

Obydwie wyżej wymienione części będą omówione szczegółowo poniżej ze szczególnym uwzględnieniem części nr I.

## 4. DEFINICJE

### 4.1. Definicje, stanowiące część składową normy międzynarodowej

Poniższe terminy włączone są jako część I normy międzynarodowej, stanowiącej załącznik nr 8 do konwencji, wobec czego stanowią one integralną część tej normy.

Przytoczono poniżej tylko najważniejsze definicje, mające zastosowanie w dalej omawianym tekście; powszechnie znane definicje, jak np. samolot, czy aerodyna, zostały pominięte.

- **Przewidywane warunki eksploatacji samolotu** (Anticipated Operating Conditions). Są to warunki zane z praktyki, lub z wystąpieniem których należy się liczyć

w całym okresie użytkowania samolotu, uwzględniając użytkowanie do jakiego dany samolot jest przystosowany. W ten sposób rozumiane warunki użytkowania są odniesione do meteorologicznego stanu atmosfery, ukształtowania terenu, działania samolotu, sprawności personelu oraz do wszystkich czynników, mających wpływ na bezpieczeństwo lotu. Do pojęcia przewidywanych warunków eksploatacji nie zalicza się:

- a) takich warunków ekstremalnych, które mogą być pominięte z punktu widzenia procedur eksploatacyjnych, oraz
- b) takich warunków ekstremalnych, które występują tak rzadko, że w przypadku uwzględnienia ich w normie uzyskaloby się poziom bezpieczeństwa wyższy od potrzebnego.

- **Konfiguracja** (Configuration w zastosowaniu do samolotu). Dana kombinacja położenia ruchomych części, mających wpływ na własności aerodynamiczne samolotu, takich jak: klapy, podwozie itp.
- **Krytyczny(e) Zespół(y) Napędowy(e)** — Critical Power — Unit(s). Zespół(y) napędowy(e), którego(y) awaria wpływa najbardziej niekorzystnie na charakterystykę samolotu, odpowiednio do danego przypadku.
- **Obliczeniowy ciężar do lądowania** (Design Landing Weight). Największy — ze względów wytrzymałościowych — ciężar samolotu, przy którym przewiduje się, że można dokonać zamierzonego lądowania.
- **Obliczeniowy ciężar do startu** (Design Take — off Weight). Największy — ze względów wytrzymałościowych — ciężar samolotu, przy którym przewiduje się, że może on dokonywać rozbiegu i startu.
- **Obliczeniowy ciężar do kołowania** (Design Taxiing Weight). Największy ciężar samolotu, dla którego przewidziana jest stosowna konstrukcja odpowiednio do obciążeń, jakie mogą wystąpić przy użytkowaniu samolotu na ziemi przed startem.
- **Współczynnik bezpieczeństwa** (Factor of Safety). Obliczeniowy współczynnik stosowany dla uwzględnienia obciążeń większych od przewidywanych oraz niepewności, związanych z projektem i wykonawstwem.
- **Obciążenia dopuszczalne** (Limit Loads). Największe obciążenia, których wystąpienie bierze się pod uwagę w przewidywanych warunkach eksploatacji samolotu.
- **Współczynnik obciążenia** (Load Factor). Stosunek określonego obciążenia do ciężaru samolotu, wyrażony w relacji sił aerodynamicznych, sił bezwładności lub reakcji podłoża (ziemi).
- **Zespół napędowy** (Power — unit). Układ jednego lub więcej silników oraz ich części, które są potrzebne do wytworzenia ciągu, niezależnie od stałego działania jakiegokolwiek innego(ch) zespołu(ów) napędowego(ych), z wyłączeniem urządzeń, służących do krótkotrwałego wytwarzania ciągu.
- **Wysokość ciśnieniowa** (Presanse Altitude). Ciśnienie atmosferyczne, wyrażone w jednostkach wysokości, które odpowiadają ciśnieniu według „Atmosfery Wzorcowej”.
- **Atmosfera Wzorcową** (Standard Atmosphere). Atmosfera określona w następujący sposób:
  - a) powietrze jest gazem doskonałym i suchym;
  - b) parametry fizyczne powietrza są następujące:
    - masa drobinowa na poziomie morza:  $M_0 = 28,966 \cdot 10^{-3}$  kg/mol;
    - ciśnienie na poziomie morza:  $P_0 = 1013, 250$  milibarów;
    - temperatura na poziomie morza:  $t_0 = 15^\circ\text{C}$ ;
    - temperatura topnienia lodu:  $T_1 = 273,16^\circ\text{K}$ ;
    - stała gazów:  $R = 8,31436$  Joula (mol)  $^\circ\text{K}$ ;
  - c) gradient spadku temperatury z wysokością aż do 20 000 normalnych geopotencjalnych metrów, od poziomu morza aż do punktu, w którym temperatura wynosi  $-56,5^\circ\text{C}$ , równy jest  $-0,0065^\circ\text{C}$  na jeden normalny geopotencjalny metr oraz zero powyżej tej wysokości.
- **Obciążenie graniczne** (Ultimate Load). Jest to iloczyn obciążenia dopuszczalnego przez właściwy współczynnik bezpieczeństwa.

## 4.2. Definicje, dotyczące kryteriów oceny i tymczasowych kryteriów oceny osiągnięć samolotu

Definicje, związane ze zbiorem nr 1 kryteriów oceny osiągnięć samolotu:

- **CAS** (Calibrated Airspeed) — **prędkość równoważna poprzeczna** równa jest prędkości, odczytanej na prędkościomierzu po uwzględnieniu błędów położenia (błędów aerodynamicznego) i błędów samego przyrządu.
- **TAS** (True Airspeed) — **prędkość rzeczywista**; prędkość samolotu względem niezakłóconego powietrza.
- **V<sub>So</sub>** — Prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego z klapami w położeniu do lądowania.
- **V<sub>S1</sub>** — Prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego (dotyczy definicji podanej w zbiorze nr 1 kryteriów oceny osiągnięć samolotu).

Definicje, związane ze zbiorem nr 2 kryteriów oceny osiągnięć samolotu:

- **Aktualne** (Expected). Zwrot używany w odniesieniu do różnych wielkości charakteryzujących osiągi (np. wznoszenie); przy czym pojęcie to oznacza znormalizowane osiągi dla danego typu w warunkach odniesienia (np. ciężaru, wysokości i temperatury).
- **Wysokość lotu** (Height). Rzeczywista odległość między najniższą częścią samolotu i danym punktem odniesienia.
- **Skuteczne wznoszenie** (Net Gradient). Skuteczne wznoszenie w zakresie wymagań zbioru nr 2 kryteriów oceny osiągnięć samolotu jest aktualnym wznoszeniem, zmniejszonym o wielkość wynikającą z przeprowadzonego manewru oraz o określony zapas.
- **Wysokość netto** (Net Height). Wysokość punktu położonego na danym torze lotu netto (przy starcie).
- **Wilgotność odniesienia** (Reference Humidity). Jest to wilgotność, do której odnoszone są określone przepisy osiągi, i która jest określona jak następuje: 70% wilgotności względnej przy temperaturze do  $33^\circ\text{C}$  lub równoważna ciśnieniu pary wodnej do 33 mm Hg, przy alternatywnym wyborze wielkości mniejszej.
- **Dostrzegalny zakręt** (Significant Turn). Jest to zmiana kierunku dostatecznie duża dla uwzględnienia takiego zmniejszenia wznoszenia (w porównaniu ze wznoszeniem w locie prostym), które warto brać pod uwagę w eksploatacji samolotu.

Definicje, związane z tymczasowymi kryteriami oceny osiągnięć samolotu:

- **IMC** (Instrument meteorological conditions) — Symbol stosowany dla określenia warunków meteorologicznych, wymagających lotu według przyrządów.
- **V<sub>LOF</sub>** — Prędkość zrównania siły nośnej i ciężaru samolotu (przy starcie).
- **V<sub>MC</sub>** — Minimalna prędkość lotu sterownego.
- **V<sub>MU</sub>** — Najmniejsza prędkość oderwania samolotu przy starcie.
- **V<sub>R</sub>** — Prędkość samolotu, odpowiadająca początkowi zakrzywienia toru lotu przy starcie (dla przejścia do wznoszenia).
- **V<sub>S</sub>** — Najmniejsza prędkość w przeciągnięciu lub najmniejsza prędkość lotu ustalonego.
- **V<sub>1</sub>** — Prędkość rozpoznania awarii silnika.
- **V<sub>2</sub>** — Prędkość początku wznoszenia.
- **V<sub>2min</sub>** — Najmniejsza bezpieczna prędkość przy starcie.

## 5. NORMA MIĘDZYNARODOWA O ZDATNOŚCI SAMOLOTU DO LOTU

(Załącznik nr 8 do Międzynarodowej Konwencji Lotnictwa Cywilnego)

Norma składa się z trzech części, zatytułowanych jak następuje: cz. I — Definicje; cz. II — Administracja i cz. III — Samoloty. Część I (Definicje) została omówiona wyżej, wobec czego dalej omówione będą tylko cz. II i III. Przed przystąpieniem do omawiania treści normy należy uczynić zastrzeżenie. Podany niżej tekst stanowi wybór przepisów, dokonany pod kątem widzenia niniejszego artykułu; użyte sformułowania nie pretendują do dosłowności, gdyż zależało raczej na oddaniu istotnej treści przepisów



z pominięciem nieraz zawilej formy prawnej. W związku z tym, tekst ten nie może być traktowany jako tłumaczenie, ani nawet jako streszczenie normy. Powyższa uwaga dotyczy również części artykułu, w których omawiane są kryteria i tymczasowe kryteria oceny osiągnięć samolotu.

## 5.1. Część II — Administracja

Omówiono w tej części tryb postępowania w zakresie wydawania świadectwa zdatności samolotu do lotu i przedłużania jego ważności. Norma ustala, że przepisy, dotyczące przedłużania świadectwa zdatności do lotu, jego ważności oraz czasowej utraty zdatności do lotu przez samolot, obowiązują od dnia 1 września 1957 roku; natomiast postanowienia, dotyczące toku sprawdzania zgodności z wymaganiami zdatności do lotu, wzór świadectwa zdatności do lotu oraz wymagań, związanych z danymi samolotu, obowiązują w stosunku do samolotów, których prototypy przedstawione są do homologacji (próby państwowej) w dniu 13 czerwca 1960 roku lub po tym terminie.

W par. 2.2 nałożono na państwa, uczestniczące w konwencji, obowiązek wydawania świadectwa zdatności do lotu tylko tym samolotom, które spełniają wymagania szczegółowych krajowych przepisów zdatności do lotu (własnych lub innego państwa, należącego do konwencji), przy czym przepisy te muszą zapewniać zgodność z cz. II oraz — gdy to będzie miało zastosowanie z cz. III — omówionej normy międzynarodowej ICAO. W przypadku, gdy jakieś urządzenia samolotu czynią przepisy cz. III normy ICAO niemożliwymi do zastosowania lub niewłaściwymi, upoważnia się państwo rejestracji do dokonania odstępstw od tych przepisów, jednak z zagwarantowaniem utrzymania co najmniej równoważnego poziomu bezpieczeństwa.

Norma przewiduje następujący tryb postępowania przy przeprowadzaniu homologacji (państwowej próby kontrolnej) samolotu oraz w przypadku zmiany jego narodowości. Wymaga się, by projekt samolotu był zatwierdzony, projekt ten ma się składać z odpowiednich rysunków, opisów, sprawozdań oraz innej dokumentacji potrzebnej do tego, by wykazać zgodność z właściwymi wymaganiami w zakresie zdatności do lotu. Należy również przewidzieć środki dla dokonania porównania samolotu z jego zatwierdzonym projektem. Budowa samolotu ma być nadzorowana zgodnie z systemem nadzoru, obowiązującym w danym kraju, dla stwierdzenia, że konstrukcja i montaż są właściwe we wszystkich szczegółach. Następnie samolot ma być poddany takiemu zespołowi prób w locie, jaki zostanie uznany przez dane państwo za potrzebny do wykazania, że samolot odpowiada właściwym wymaganiom w zakresie zdatności do lotu. W przypadku przerejestrowywania do innego państwa samolotu, posiadającego ważne świadectwo zdatności do lotu, wydane przez państwo uczestniczące w konwencji, państwo, w którym samolot ma być ponownie zarejestrowany, może uznać (ale nie musi) poprzednie świadectwo w całości lub w części, bez konieczności powtórzenia całej wyżej opisanej procedury, związanej z zatwierdzeniem projektu, nadzorem budowy i kompletem prób w locie. Państwa, należące do konwencji, zobowiązane są — poza sprawdzeniem czy samolot odpowiada wymaganiom zdatności do lotu, również dodatkowo do podejmowania właściwych kroków dla wstrzymania świadectwa zdatności do lotu w przypadku, jeżeli samolot wykazuje, lub należy się spodziewać że wykaze, takie niebezpieczne własności, przed którymi nie zabezpieczają wspomniane wymagania.

## 5.2. Cz. III — Samoloty

### Rozdział 1 — Uwagi ogólne

Przepisy normy, podobnie jak poprzednio cz. II, dotyczą pierwowzorów samolotów przedstawionych do państwowej próby kontrolnej w dniu 13 czerwca 1960 roku, lub po tym terminie i obejmują one samoloty co najmniej 2-silnikowe o ciężarze równym lub przekraczającym 5700 kg, przeznaczone do przewozu pasażerów, towaru lub poczty w międzynarodowym ruchu lotniczym. Norma dotyczy całego samolotu wraz z zespołami napędowymi, instalacjami i wyposażeniem.

Wymagane jest ustalenie ograniczeń w użytkowaniu samolotu, jego zespołów napędowych i wyposażenia, przy założeniu, że samolot będzie użytkowany w ramach tych ograniczeń. Ograniczenia te mają określać ciężar samolotu, położenia środka ciężkości, rozkład obciążenia, prędkości i wysokości lotu i w ich ramach ma być dokonywane

sprawdzenie wymagań zawartych w normie. Nie ma potrzeby uwzględniania takich kombinacji parametrów, które są zasadniczo niemożliwe do osiągnięcia.

Samolot nie może być wyposażony w żadne urządzenia lub też posiadać cech, które są niebezpieczne w przewidywanych warunkach eksploatacji samolotu.

Dopuszcza się dokonywanie sprawdzania zgodności z wymaganiami określającymi zdatność do lotu w oparciu o dane z prób, obliczenia lub obliczenia oparte na próbach, przy zagwarantowaniu jednak, że dokładność uzyskana w każdym z tych przypadków zapewnia taki sam poziom zdatności do lotu jak wówczas, gdy są przeprowadzone bezpośrednie próby na daną okoliczność. Próby te powinny być takie, aby można było na ich podstawie uzyskać przeświadczenie, że samolot, jego części i wyposażenie są niezawodne i działają prawidłowo w przewidywanych warunkach eksploatacji.

### Rozdział 2 — Lot

#### Osiągi

Uzyskanie osiągnięć, przewidzianych instrukcją użytkowania samolotu, nie może wymagać ze strony pilota specjalnej siły ani zręczności.

— **Osiągi minimalne.** Wymagane jest wykazanie przez samolot podanych niżej minimalnych osiągnięć przy ciężarze maksymalnym, zróżnicowanych w zależności od wysokości położenia lotniska (dozwolone jest umieszczenie w instrukcji użytkowania maksymalnych ciężarów do startu i lądowania, łącznie z innymi parametrami: np. wysokości lotniska lub wysokością ciśnieniową na poziomie lotniska lub wysokością ciśnieniową i temperaturą otoczenia na poziomie lotniska).

— **Start** — Samolot musi być zdolny do wykonania startu z nie pracującym krytycznym zespołem napędowym (pozostałe pracują na mocy startowej), a następnie — po upływie czasu dozwolonego dla pracy na mocy startowej — musi wykazywać wznoszenie aż do wysokości przelotowej, podczas gdy krytyczny zespół napędowy jest nieczynny, pozostałe zaś pracują z dopuszczalną mocą trwałą. Osiągi powyższe muszą być przy tym takie, aby warunki minimalne mogły być osiągnięte również w warunkach, odbiegających nieznacznie od warunków teoretycznych, dla których były obliczone.

— **Lądowanie** — Samolot w konfiguracji podejścia do lądowania z jednym zespołem napędowym nieczynnym musi być zdolny — w przypadku nieudanego podejścia — do kontynuowania lotu do takiego punktu, z którego może być dokonane ponowne podejście do lądowania. W przypadku udaremnionego lądowania samolot musi być zdolny do wznoszenia (odejścia na drugi krąg) w konfiguracji do lądowania, z wszystkimi zespołami napędowymi czynnymi.

Układ danych, dotyczących osiągnięć — należy określić dane dotyczące osiągnięć i podać je w instrukcji użytkowania samolotu (Flight Manual), zgodnej z par. 5.2. załącznika nr 6 [3] do konwencji lotnictwa cywilnego. Osiągi samolotu mają być podane w zależności od następujących parametrów: zakresu ciężarów, wysokości lotu, prędkości wiatru, pochylecia pasa startowego, stanu nawierzchni i gęstości wody (dla wodnosamolotów) oraz innych czynników, związanych z użytkowaniem samolotu.

Start — Dane dotyczące startu mają obejmować drogę rozpędzania i hamowania oraz tor lotu przy starcie. Droga rozpędzenia i hamowania — jest to odległość potrzebna do rozpędzenia i zahamowania samolotu, względnie doprowadzenia do małej prędkości (w przypadku wodnosamolotów), gdy krytyczny zespół napędowy samolotu zostaje unieruchomiony przy rozbiegu w punkcie, położonym nie bliżej początku rozbiegu niż analogiczny punkt (punkt krytyczny lub punkt awarii silnika) przy określaniu toru startu.

Tor lotu przy starcie — składa się z rozbiegu z prędkością nie mniejszą niż bezpieczna przy starcie, rozpędzenia i wstępnego wznoszenia oraz wznoszenia po starcie, dla przypadku gwałtownego unieruchomienia krytycznego silnika przy starcie i rozciąga się aż do wysokości, na której samolot może kontynuować lot i wykonać krąg nad lotniskiem.

Przelot — Jako osiągi przy przelocie rozumie się wzniesienie (lub opadanie) w konfiguracji przelotowej z jednym zespołem napędowym nieczynnym dla samolotów dwusilnikowych, z dwoma zespołami napędowymi nie czynnymi dla samolotów wyposażonych w 4 i więcej silników, przy pozostałych zespołach — pracujących maksymalną mocą trwałą.

Łądowanie — Wymaga się podania długości lądowania, rozumianej jako poziomy odcinek, przebyty przez samolot od punktu o wybranej wysokości nad powierzchnią lotniska do punktu na lotnisku, w którym samolot zostaje zatrzymany (doprowadzony do zadowalająco małej prędkości — dla wodnosamolotów). Prędkość podejścia do lądowania oraz wysokość punktu, od którego zaczyna się liczenie długości lądowania, mają być ustalone stosownie do praktyki użytkowania. Do podanej długości powinna być dodana pewna długość rezerwowa (na pokrycie różnic w technice pilotażu).

## Własności lotne

Wymagania dotyczą całego zakresu wysokości i temperatur, w których dopuszczalne jest użytkowanie samolotu.

**Sterowność** — Samolot ma być sterowany i zdolny do manewrowania, przy czym ma być możliwe dokonywanie płynnych przejść z jednych faz lotu do drugich (np. zakręty, ślizgi, zmiany mocy silników, zmiany konfiguracji samolotu), w całym przewidywanym zakresie eksploatacji samolotu, nawet w przypadku awarii jednego zespołu napędowego, bez konieczności stosowania specjalnej zręczności, siły lub uwagi ze strony pilota (intencją przepisu jest utrzymanie dobrej sterowności w warunkach burzliwej atmosfery). Wymagana jest również dobra sterowność na ziemi (lub wodzie) podczas kołowania oraz przy starcie — nawet w przypadku nagłej awarii jednego zespołu napędowego oraz przy lądowaniu. Prędkość bezpieczna przy starcie powinna być przewidziana z odpowiednim zapasem w stosunku do prędkości przeciągnięcia i najmniejszej prędkości, przy której samolot pozostaje sterowny po nagłej awarii krytycznego zespołu napędowego.

**Wyważenie** — Przeprowadzenie wyważenia samolotu przy pomocy kłapek wyważających według wskazań pilota, dla uzyskania zamierzonej fazy lotu, ma być możliwe bez wykonywania nadmiernych ruchów oraz w czasie nie nadmiernie długim. Powyższe odnosi się również do przypadku awarii jednego lub więcej zespołów napędowych (dla których ustalono jest charakterystyka osiągań).

**Stateczność** — Wymagana jest taka stateczność (statyczna), by siły użyte przez pilota do wykonania ruchu sterami nie były nadmierne przy uwzględnieniu danej fazy lotu i czasu trwania ruchu. Powyższe ma być skoordynowane z pozostałymi własnościami lotnymi samolotu, jego osiąganiami i wytrzymałością w zakresie najbardziej prawdopodobnych warunków użytkowania. Stateczność samolotu nie może jednak ograniczać jego bezpieczeństwa przez niemożliwość wykonania ewolucji w sytuacjach niebezpiecznych, ze względu na występowanie nadmiernych sił na sterownicach.

**Przeciągnięcie** — Wymaga się, by samolot dawał wyraźne ostrzeżenie, gdy zbliża się prędkość przeciągnięcia, zarówno w locie prostoliniowym, jak i w zakręcie, przy wszystkich zespołach napędowych pracujących i przy jednym zespole napędowym nieczynnym. Powyższe stosuje się do wszystkich dopuszczalnych konfiguracji samolotu i zakresów mocy silników. Ostrzeżenie przed przeciągnięciem, jak również pozostałe cechy samolotu mają być przy tym takie, aby ułatwiały pilotowi wstrzymanie postępującego zjawiska przeciągnięcia samolotu, bez zmiany mocy silników dla odzyskania pełnej sterowności samolotu. Zachowanie samolotu po przekroczeniu prędkości przeciągnięcia ma być takie, by nie utrudniało bezwzględnie wyprowadzenia z przeciągnięcia, bez przekroczenia przy tym ograniczeń, dotyczących prędkości i wytrzymałości samolotu. Powyższe odnosi się do tych konfiguracji i zakresów mocy silników, dla których wyprowadzenie z przeciągnięcia jest uważane za istotne. Dopuszczalne jest zmniejszenie mocy

(„zdławienie”) pracujących zespołów napędowych przy wyprowadzaniu z przeciągnięcia.

Wymagane jest ustalenie prędkości przeciągnięcia dla wszystkich faz lotu (np. startu, przelotu, lądowania), przy czym jedną z wyznaczonych prędkości ma być prędkość uzyskana przy mocy, odpowiadającej ciągłemu równemu zero dla prędkości nieznacznie przekraczającej prędkość przeciągnięcia.

**Flutter i drgania** — Należy wykazać za pomocą stosownych prób, że samolot i wszystkie jego części wolne są od drgań samowzbudnych („flutter”), jak również innych szkodliwych, nadmiernych drgań. Odnosi się to do wszystkich konfiguracji i prędkości samolotu w zakresie ograniczeń jego użytkowania.

Drgania typu trzepotania („buffeting”) nie mogą być na tyle znaczne, by mogły spowodować uszkodzenie sterów lub zmęczenia załogi. Występowanie trzepotania, jako ostrzeżenia przed przeciągnięciem, jest natomiast pożądane.

## Rozdział 3 — Konstrukcja

Wymagania dotyczą wszystkich części, których uszkodzenie zagraża w poważny sposób samolotowi; odnoszą się one do najbardziej niekorzystnego rozkładu obciążeń, dopuszczalnych w ramach świadectwa zdatności do lotu.

Przy podanych dalej obciążeniach żadna część samolotu nie może doznać szkodliwego odkształcenia, zaś konstrukcja samolotu ma być zdolna do przeniesienia obciążenia granicznego.

**Prędkość.** Należy ustalić prędkości obliczeniowe, zwracając wśród nich uwagę na poniższe:  $V_A$  — obliczeniową prędkość ewolucyjną;  $V_B$  — maksymalną prędkość w burzliwej atmosferze;  $V_C$  — prędkość maksymalną w przelocie przy uwzględnieniu burzliwosti powietrza;  $V_D$  — maksymalną prędkość nurkowania, odpowiednio większą od podanej wyżej pod e); oraz  $V_{E1}$  do  $V_{En}$  — maksymalne prędkości dla otwarcia kłap, podwozia i zmian konfiguracji samolotu. Podane wyżej prędkości mają być wystarczająco większe od prędkości przeciągnięcia dla zabezpieczenia samolotu od utraty sterowności w burzliwej atmosferze.

Prędkości dopuszczalne, oparte na podanych wyżej, z uwzględnieniem właściwych zapasów, mają być podane w instrukcji użytkowania samolotu.

**Obciążenia w locie.** Obciążenia, występujące przy ewolucjach, mają być obliczone w oparciu o współczynniki obciążenia, występujące przy manewrach dopuszczonych przez ograniczenie użytkowania samolotu. Mają one być nie mniejsze od wielkości potwierdzonych praktyką. Obciążenia występujące w atmosferze burzliwej mają być obliczone w oparciu o wielkości podmuchów których prędkość i przyrosty w czasie oparte są na danych statystycznych lub innych, odpowiadających przewidywanym warunkom użytkowania.

**Obciążenia na ziemi i wodzie.** Konstrukcja samolotu ma być zdolna do przeniesienia reakcji ziemi lub wody, występujących przy kołowaniu, starcie i lądowaniu. Warunki lądowania przy maksymalnym obliczeniowym ciężarze do startu i do lądowania mają zawierać wszystkie czynniki, związane z symetrią lub niesymetrią położenia na ziemi lub wodzie, prędkością opadania i innymi, które mogą wystąpić w przewidywanych warunkach eksploatacji.

**Obciążenia różne.** Dodatkowo, lub łącznie z podanymi wyżej, należy uwzględnić wszystkie inne obciążenia, to jest obciążenia powierzchni sterów, ciśnienie w kabine, wpływ pracy silników, obciążenia związane ze zmianą konfiguracji itp., które mogą wystąpić w przewidywanych warunkach eksploatacji.

**„Flutter” odkształcenia i drgania.** Konstrukcja samolotu ma być tak zaprojektowana, aby nie występowały drgania samowzbudne, odkształcenia konstrukcji (to znaczy niestateczne odkształcenia wywołane siłami aerodynamicznymi) oraz utrata sterowności, wywołana odkształceniami konstrukcji przy prędkościach w zakresie ograniczeń, użytkowania samolotu oraz z wystarczającym zapasem powyżej tego zakresu. Konstrukcja ma być również zdolna do wytrzymania drgań i trzepotań, jakie mogą wystąpić w przewidywanych warunkach eksploatacji.

**Wytrzymałość zmęczeniowa.** Wytrzymałość i wykonanie samolotu mają być takie, aby możliwość zniszczenia zmęczeniowego konstrukcji samolotu pod wpływem obciążeń powtarzalnych i obciążeń wywołanych drganiami — była niezmiernie mała.

Powyższe wymagania mogą być uzupełnione ustaleniem wytycznych w zakresie „niezawodnej trwałości” („safe lives”) lub „trwałości dozorowanej” („fail safe”).

## Rozdział 4 — Projekt i wykonanie samolotu

Poprawne działanie wszystkich części ruchomych, ważnych dla bezpiecznego użytkowania samolotu, należy stwierdzić na podstawie właściwych prób.

— **Materiały i metody fabrykacyjne.** Wszystkie materiały, użyte na części nośne, ze względu na bezpieczeństwo funkcjonowania samolotu mają odpowiadać zatwierdzonym warunkom technicznym, które by gwarantowały, że materiały te mają zasadnicze własności założone w projekcie samolotu. Metody fabrykacji i montażu mają być takie, aby zapewniały wytworzenie godnej zaufania konstrukcji, która będzie niezawodna, gdy będzie utrzymana jej wytrzymałość podczas użytkowania.

— **Zabezpieczenie.** Konstrukcja samolotu ma być zabezpieczona przed zniszczeniem lub utratą wytrzymałości w eksploatacji na skutek wpływów atmosferycznych, korozji, abrazyj (starcia) lub innych czynników, które mogą być nie zauważone przez obsługę samolotu.

— **Cechy konstrukcyjne.** Szczególną uwagę należy poświęcić tym cechom konstrukcyjnym, które wpływają na zdolność załogi do utrzymania lotu sterowanego. W tym zakresie mają być spełnione co najmniej następujące wymagania:

— **Stery i instalacja sterowania** — konstrukcja ma zmniejszyć do minimum możliwość zakleszczenia, omyłek w obsłudze oraz nie zamierzonego włączenia urządzeń unieruchamiających (blokady sterów).

— **Kabina załogi** — konstrukcja ma zmniejszyć do minimum możliwość niewłaściwej obsługi urządzeń lub ograniczyć do minimum możliwość jej wykonania przez załogę, wywołanych zmęczeniem, zamieszaniem lub współdziałaniem.

Należy zwrócić szczególną uwagę na układ i oznaczenia dźwigni sterujących i przyrządów, jak również na możliwość szybkiego stwierdzenia awarii, kierunku ruchu dźwigni oraz wentylację, ogrzewanie i hałas.

— **Widoczność ze stanowiska pilota** — Pole widzenia pilota ma być wystarczająco rozległe, jasne i niezakłócone, wolne od odbłasków i odbić. Okna przednie kabiny mają zapewnić, nawet w warunkach specjalnych (tak zwanych „trudnych”), wystarczającą widoczność dla przeprowadzenia lotu oraz wykonania podejścia do lądowania i samego lądowania.

— **Urządzenia na wypadek awarii** — Należy wprowadzić urządzenia, zabezpieczające samoczynnie przed awarią, względnie takie, które ułatwiłyby załodze postępowanie w sytuacjach niebezpiecznych, spowodowanych dającymi się przewidzieć uszkodzeniami wyposażenia i urządzeń pomocniczych, mogącymi zagrażać samolotowi. Należy przewidzieć odpowiednie urządzenia, pozwalające na dalsze działanie urządzeń zasadniczych w następstwie awarii zespołu(ów) napędowego(ych) w takiej rozciągłości, w jakiej przewidziane one są wymaganiami załączników nr 6 [3] i nr 8 [1] międzynarodowej konwencji o lotnictwie cywilnym.

— **Środki zapobiegawcze przed ogniem** — Należy ograniczyć do minimum możliwość powstania ognia w locie lub na ziemi. Należy przewidzieć urządzenia wstrzymujące lub wykrywające i gaszące ogień, co ma jednak następować w taki sposób, aby samolot nie był narażony na dodatkowe niebezpieczeństwo.

— **Okoliczności szkodliwe dla osób znajdujących się na pokładzie** — Należy przewidzieć środki zapobiegawcze przeciwko możliwym przypadkom dehermetyzacji kabiny oraz przeciwko obecności dymu i innych gazów toksycznych, które mogłyby być szkodliwe dla osób, znajdujących się na pokładzie samolotu.

— **Urządzenia zabezpieczające przy przymusowym lądowaniu.** Należy przewidzieć odpowiednie urządzenia zabezpieczające osoby, znajdujące się na pokładzie samolotu, przed ogniem i wpływem gwałtownego hamowania przy przymusowym lądowaniu. Powinny być również przewidziane urządzenia, służące do szybkiego opuszczania samolotu w przypadku przymusowego lądowania, przy czym ilość ich ma być związana z ilością pasażerów i członków załogi samolotu.

Dla samolotów, dopuszczonych do wodowania, mają być przewidziane urządzenia dające maksimum praktycznej gwarancji, że może być przeprowadzona bezpieczna ewakuacja pasażerów i załogi w przypadku wodowania.

— **Obsługa naziemna.** Należy w projekcie przewidzieć środki, ograniczające do minimum możliwość powstania nie zauważonych uszkodzeń zasadniczych części samolotu w wyniku obsługi naziemnej (holowanie, podnoszenie itp.).

## Rozdział 5 — Silniki

Wymagania poniższe odnoszą się do wszystkich silników, stanowiących główne źródło napędowe samolotu.

— **Zadeklarowane zakresy i warunki pracy oraz ograniczenia.** Mają być podane zakresy pracy silnika oraz warunki atmosferyczne, z którymi są związane, jak również

warunki działania i ograniczenia, które przewidziane są do wykorzystania przy regulacji pracy silnika.

### — Próby — minimalny zakres prób:

**Wzorcowania mocy** — przeprowadzane dla określania charakterystyki mocy lub ciągu silnika nowego i po próbach, po których nie może wystąpić nadmierny spadek mocy.

**Działania** — dla stwierdzenia zadowalających cech, dotyczących rozruchu, biegu jałowego, przyspieszenia, drgań, nadobrotów i innych cech wymaga się sprawdzenia czy silnik ma właściwy zapas zakresu pracy bez detonacji, pompowania lub innych niewłaściwych cech, odpowiednio do typu danego silnika.

**Trwałości** — próby o właściwej długotrwałości należy przeprowadzić na takiej mocy, ciągu, prędkości obrotowej i innych warunkach użytkowania, jakie są potrzebne do wykazania niezawodności i trwałości silnika. Do próby ma być również włączona praca w zakresie przekraczającym podane ograniczenia normalnego użytkowania.

## Rozdział 6 — Śmigła

— **Zadeklarowane zakresy, warunki i ograniczenia.** — Wymagane jest podanie tych warunków i ograniczeń, które przewidziane są do regulowania pracy i działania śmigła.

### — Próby. — Minimalny zakres prób:

**Działania** — dla stwierdzenia zadowalającej wytrzymałości na drgania i nadobroty oraz właściwego i niezawodnego działania urządzenia do zmiany kątów nastawiania łopat śmigła i regulatora.

**Trwałości.** — Próbę o właściwej długotrwałości należy przeprowadzić przy takiej mocy, prędkości obrotowej i innych warunkach pracy, jakie są konieczne do wykazania niezawodności i trwałości śmigła.

## Rozdział 7 — Instalacje grupy napędowej

Dla zespołów napędowych, dla których dalsze obracanie się uszkodzonego silnika stwarza ryzyko powstania pożaru lub poważnego uszkodzenia konstrukcji, wymagane jest zastosowanie urządzeń, pozwalających załodze na zatrzymanie silnika w locie lub obniżenie jego prędkości obrotowej do wielkości bezpiecznej.

Należy zainstalować urządzenie, pozwalające na rozruch silnika w locie, aż do największej wysokości lotu zadeklarowanej przez wytwórcę.

— **Niezależność zespołów napędowych.** — Wymagany jest taki sposób zainstalowania silników z przynależnymi do nich instalacjami, aby mogły one być sterowane i użytkowane niezależnie od siebie oraz żeby uszkodzenie jednej jednostki spowodowało stratę mocy nie większą niż awaria krytycznego zespołu napędowego.

— **Drgania śmigła, chłodzenie, instalacje pomocnicze.** — Wymagane jest wykonanie pomiaru naprężeń wywołanych drganiami śmigła dla stwierdzenia, że nie przekraczają one bezpiecznej wielkości dla danego typu samolotu. Chłodzenie ma zapewniać utrzymanie temperatury grupy napędowej w wymaganych granicach, aż do maksymalnych temperatur powietrza otaczającego włącznie, w jakich przewidziane jest użytkowanie samolotu. Maksymalne i ewentualnie minimalne temperatury powietrza, przy których dozwolona jest eksploatacja zespołu napędowego, mają być podane w instrukcji użytkowania samolotu. Instalacja grupy napędowej (paliwa, oleju, zasilania powietrzem i inne) mają być zdolne do zaopatrywania każdego silnika — zgodnie z jego wymaganiami — we wszystkich warunkach, mających wpływ na działanie instalacji (np. moc silnika, położenie samolotu, przyspieszenia, warunki atmosferyczne, temperatury płynów itp.), w całym zakresie przewidywanych warunków eksploatacji.

— **Zabezpieczenie przed pożarem.** — Do stref grupy napędowej narażonych potencjalnie na pożar należy stosować dodatkowo poniższe wymagania:

**Isolacja** — Strefy, o których wyżej mowa, mają być izolowane materiałami ognioodpornymi od innych stref samolotu, w których obecność ognia zagrażałaby ciągłości lotu.

**Płyny palne** — Części instalacji, zawierających płyny palne, a położonych w strefach zagrożonych, mają być zdolne do utrzymania w sobie tych płynów nawet wówczas, gdy wystawione są na działanie ognia.

**Zabezpieczenie przed pożarem** — Należy przewidzieć dostateczną liczbę wykrywaczy pożaru tak rozmieszczonych, aby zapewnić natychmiastowe wykrycie pożaru.

**Gaszenie pożaru** — Strefy zagrożone mają być wyposażone w gaśnice zdolne do ugaszenia każdego pożaru, który by się pojawił w tych strefach (niezależnie od stopnia izolacji, ilości materiałów palnych, stopnia odporności konstrukcji na pożar itp.).

## Rozdział 8 — Wyposażenie

— **Wyposażenie ratunkowe** — przewidziane do użycia przez załogę w razie niebezpieczeństwa — ma być łatwo dostępne i łatwe do rozpoznania. Sposób użycia sprzętu ma być objaśniony w przejrzysty sposób.

— **Światła nawigacyjne** — Rozmieszczenie światła nawigacyjnych podane jest w załączniku nr 2 do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym [4]; powinny one spełniać podane niżej wymagania. Mają one dostarczyć pilotowi innego samolotu oraz personelowi, znajdującemu się na ziemi, jednoznacznych informacji, dotyczących położenia i kierunku ruchu samolotu. Oświetlenie zewnętrzne ma być typu błyskowego. Oświetlenie zewnętrzne nie może powodować odbłasków lub innych niedogodności dla załogi w zakresie wpływającym na zdolność do bezpiecznego pełnienia funkcji.

Ograniczenia i wskazówki użytkowania mają być podane w instrukcji użytkowania samolotu i na odpowiednich znakach i tablicach w samolocie oraz w inny, spełniający zadanie sposób.

— **Ograniczenia użytkowania** — których przekroczenie w locie stanowi ryzyko.

**Ciężar** — Mają być podane wszystkie graniczne ciężary, położenie środków ciężkości, rozkład ciężarów i obciążenie podłogi.

**Prędkość** — Mają być podane prędkości, stanowiące ograniczenie użytkowania z punktu widzenia całości konstrukcji i własności lotnych samolotu lub z innych względów, biorąc pod uwagę konfigurację samolotu oraz inne czynniki.

**Załoga** — Wymaga się podania minimalnej liczby członków załogi samolotu, potrzebnych do obsługi samolotu, uwzględniając możliwość dostępu dla odpowiedniej liczby członków załogi do organów sterowniczych oraz możliwości wykonywania ustalonych czynności w razie niebezpieczeństwa.

— **Wskazówki użytkowania**

**Ciężary** — wymagane jest podanie ciężaru pustego samolotu z określeniem stanu samolotu przy ważeniu, związanego z tym środka ciężkości oraz punktu odniesienia i linii, dla których podane są skrajne ich położenia. Przyjęte zostało, że do ciężaru samolotu pustego zalicza się: ciężar stałego balastu, niemożliwą do zużycia pozostałość paliwa, niemożliwą do spuszczenia resztę oleju,

całą ilość chłodziwa silników i płynu hydraulicznego. Ciężar samolotu pustego nie obejmuje natomiast: ciężaru załogi i ciężaru handlowego.

— **Procedury użytkowania** — Wymagane jest podanie procedur postępowania w normalnych warunkach i w przypadku niebezpieczeństwa. Ma być przy tym uwzględnione postępowanie w przypadku awarii jednego lub więcej silników.

— **Wskazówki użytkowania dla obsługi** — Należy podać wystarczające informacje, dotyczące ważnych lub nietypowych cech samolotu (prędkości przeciągnięcia, minimalna prędkość lotu sterowanego).

— **Instrukcja użytkowania samolotu** — ma określić przejrzystość specyfikę samolotu lub serii samolotów, do których się odnosi.

— **Tabliczki i znaki** (na przyrządach, wyposażeniu, dźwigniach sterowania) — mają obejmować informacje potrzebne bezpośrednio załodze samolotu oraz informacje ważne dla personelu naziemnego (np. dotyczące holowania, uzupełniania zbiorników itp.), których pominięcie może zagrozić bezpieczeństwu następnego lotu.

Jak widać z powyższego stwierdzenia, międzynarodowa norma, określająca zdolność samolotu do lotu, ma charakter ramowy i zawiera tylko wytyczne jakościowe; jedyne wymagania ilościowe podane są dla ciężaru samolotów (powyżej 5700 kG), objętych zakresem ważności normy i liczby ich silników (min. 2 silniki). Wymagania ilościowe, odnoszące się do osiągnięć samolotu, przedstawione będą w dalszej części niniejszego artykułu.

d. c. w nast. zeszytach

621.81.031—288:620.178.083

Prof. ST. SZULC

Mgr inż. J. BUĆ

Politechnika Warszawska

## Metody pomiaru mikronośności

(Dalszy ciąg artykułu pt. „Udział nośny — kryterium oceny jakości powierzchni”, który ukazał się w „Technice Lotniczej” nr 1—2/61).

Celem niniejszego artykułu jest klasyfikacja metod i krótkie omówienie sposobów pomiaru mikroudziału nośnego.

Przedstawiona tabela 1 zawiera zestawienie metod pomiaru mikro-udziału nośnego z podaniem zasady metody oraz jej zastosowania. W dalszym ciągu artykułu zostaną podkreślone pewne cechy charakterystyczne poszczególnych metod oraz ich zalety i wady.

**Metoda optyczna — stykowa.** W metodzie tej istotny jest taki dobór siły dociskającej pryzmat do powierzchni badanej, aby nie została przekroczona granica sprężystości wierzchołków chropowatości. Wielkość tych nacisków określa się ze wzoru:

$$P = \frac{1,5xE}{21\ 000} E \text{ — moduł sprężystości w kG/mm}^2$$

Przykładowo naciski wynoszą (według instrukcji aparatu „Visoport”):

stal . . . . .	1,5 kG/mm <sup>2</sup>
odlewy żeliwne . . . . .	0,75 kG/mm <sup>2</sup>
miedź, mosiądz, brąz . . . . .	0,75 kG/mm <sup>2</sup>
aluminium, dural . . . . .	0,5 kG/mm <sup>2</sup>

Przekroczenie obciążeń dopuszczalnych może spowodować trwałe zniszczenie powierzchni części badanej.

Przy zetknięciu pryzmatu i powierzchni badanej pod obciążeniem odkształcają się nie tylko wierzchołki chropowatości, lecz i pryzmat. Przy zastosowaniu pryzmatu szklanego wielkością decydującą o odkształceniu jest moduł Younga szkła. Ponieważ jest on o wiele mniejszy dla szkła niż dla stali, odkształcenia sprężyste pryzmatu będą zatem znacznie większe niż odkształcenia wierzchołków chropowatości, tak że powierzchnia pryzmatu nie będzie wówczas płaszczyzną, lecz dopasuje się do powierzchni badanej.

Tabela 1. ZESTAWIENIE METOD POMIARU MIKROUDZIAŁU NOŚNEGO  
Metody stosowania

Aparat	Metody optyczne		Metoda elektryczna	Metoda pneumatyczna
	stykowa (pryzmatu)	reflektometryczna	oporowa	
	1) Visoport 2) Mechau	aparatus wg M. Joannisa	wg Bowdena	przyrząd pneumatyczny konstrukcji CBKO
Zakres czułości	możliwość pomiaru $L_p$ od kilku procent wzwyż	nie ustalony	zależny od dokładności pomiaru oporów	możliwość pomiaru $L_p$ od kilku procent wzwyż
Zasada metody	oparta na zasadzie refleksyjności zakłóconej w miejscach styku pryzmatu z powierzchnią mierzona	opiera się na wyznaczeniu stosunku ilości światła odbitego do ilości światła padającego	oparta na pomiarze oporów styku	oparta na pomiarze ilości powietrza przepływającego między nierównościami mierzonej powierzchni a krawędzią dyszy
Wielkość powierzchni mierzonej	zależy od długości pryzmatu (dług. pryzm. 2,3 mm w apar. Visoport) i obciążenia. Pomiar większych powierzchni uciążliwy	dowolna	zależy od powierzchni elektrody	dowolna
Zastosowanie	przy kontroli ostatecznej powierzchni twardych. Do pomiaru $L_p$ powierzchni płaskich, wałków i otworów (od $\varnothing$ 20) Metoda laboratoryjna i warsztatowa.	do powierzchni płaskich i wałków. Metoda laboratoryjna i warsztatowa	do powierzchni płaskich i wałków. Metoda laboratoryjna	do powierzchni płaskich i wałków oraz przy zastosowaniu odpowiedniej końcówki do otworów. Metoda warsztatowa i laboratoryjna
Uwagi		metoda nie jest jeszcze dobrze opracowana		nie nadaje się do pomiaru $L_p$ przy zastosowaniu wzorców wałkowanych.

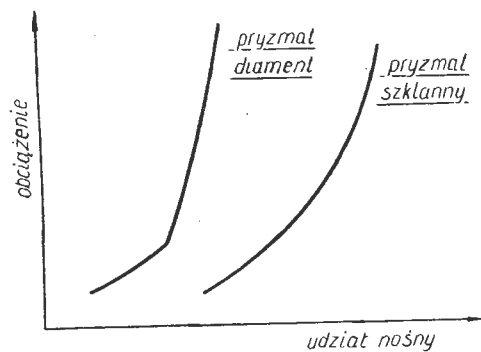
Wskutek tego wynika pozornie większy udział nośny (patrz rys. 1).

Moduł sprężystości diamentu jest praktycznie równy nieskończoności, wobec tego w przypadku zastosowania pryzmatu diamentowego odkształcenia będą zależały tylko od sprężystości próbki. Drugą zaletą pryzmatu diamentowego jest duży kąt załamania światła, tak iż zanieczyszczenia na powierzchni nie wpływają na wielkość wskazań (szczególnie istotne przy pomiarach aktywnych bezpośrednio w produkcji), czego nie da się powiedzieć w przypadku pryzmatu szklanego.

Typowym aparatem, opartym na tej metodzie, jest stosowany w produkcji na Zachodzie aparat Visoport oraz francuski „Surfascope O.P.L. a vision directe”. W ZSRR stosowany jest specjalny przyrząd, oparty na omawianej metodzie, jako przystawka do mikroskopu warsztatowego. Wyżej wymienione przyrządy mają tę wadę, że sam pomiar opiera się w zasadzie na porównaniu udziału nośnego powierzchni badanej ze wzorcem lub zdjęciem powierzchni wzorcowej. Każde porównanie, a zatem i wynik odczytu jest w pewnym stopniu subiektywny, obarczony znacznym błędem. Drugą wadą stosowanych przyrządów, opartych na omawianej metodzie, jest niemożliwość pomiaru udziału nośnego w otworach (co prawda firma produkująca aparaty Visoport zapowiada skonstruowanie aparatu do pomiaru udziału nośnego w otworach już od  $\varnothing 20$  mm).

**Metoda optyczna — reflektometryczna.** Kryterium reflektometryczne oparte jest na wykorzystaniu optycznych własności metalu. Dla większości metali współczynnik odbicia jest stały w dowolnie szerokim zakresie kątów padania. Przy niezmiennych własnościach fizyko-chemicznych materiału rozmaitych części badanych różnice we własnościach odbijających tłumaczą się różnym udziałem nośnym.

W czasopiśmie szwajcarskim „Microtechnik” 1957 r. ukazał się artykuł M. Joannisa o zastosowaniu refleksyjności do badania udziału nośnego.



R 11L66/60

Rys. 1

Na rysunku 2 przedstawiony jest schemat aparatu, opartego na omawianej zasadzie. Światło odbite pada na fotokomórkę, która może być połączona z mikroamperomierzem lub oscylografem. Otrzymane wyniki pomiarów można przedstawiać w postaci wykresów, celem porównywania z powierzchnią wzorcową.

Metoda ta wymaga dalszych badań, zanim będzie można ostatecznie powiedzieć o jej przydatności w praktyce oraz o jej dokładności.

**Metoda elektryczna — oporowa.** Metodę tę zastosował w swoich badaniach Bowden. Wyszedł on z założenia, że ocenę wielkości powierzchni nośnej można oprzeć na pomiarze oporu elektrycznego, występującego w miejscach zetknięcia dwu powierzchni metalowych. Według Bowdena opór elektryczny  $R$  w miejscu zetknięcia się dwu ciał wyraża się wzorem następującym:

$$R = \frac{\rho}{2 \cdot n \cdot a}$$

gdzie:  $\rho$  — opór właściwy materiału,  
 $n$  — liczba miejsc zetknięcia,  
 $a$  — przeciętny promień wierzchołków nierówności w miejscach zetknięcia.

Całkowita powierzchnia zetknięcia wynosi zatem:

$$F_n = n \cdot \pi \cdot a^2$$

Z pomiarów oporu według podanej zależności nie da się określić wielkości powierzchni styku. Można uzyskać do-

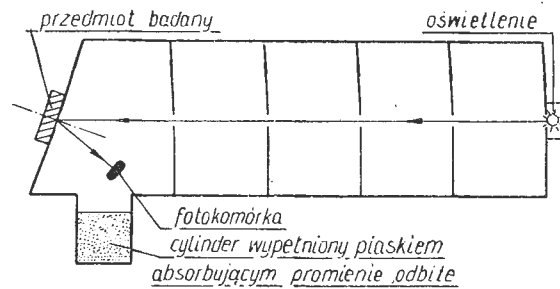
datkową zależność biorąc pod uwagę względy wytrzymałościowe, lecz wynik wówczas będzie bardzo przybliżony i problematyczny.

Na podstawie pomiarów Bowden ustalili więc następującą praktyczną zależność, określającą związek powierzchni nośnej  $F_n$  i oporu  $R$

$$F_n = \frac{A}{R^{1,4}}$$

gdzie  $A$  jest stałą dla danego materiału, którą można wyznaczyć z równania na  $F_n$  mierząc opór, jaki stwarzają dwie stykające się powierzchnie pod naciskiem  $P$ .

Na rysunku 3 przedstawiono krzywą zależności udziału nośnego  $L_p$  dwu powierzchni stalowych, stykających się pod określonym naciskiem od stopnia ich gładkości, określonego sumą ( $G_1 + G_2$ ).



R 2 TL 66/60

Rys. 2

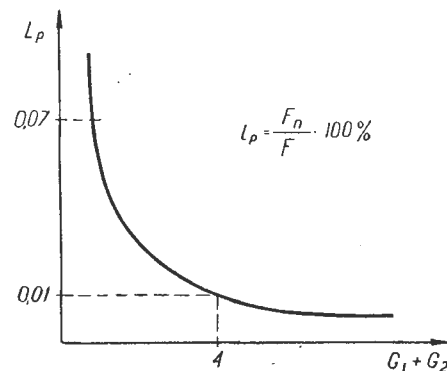
Metoda ta jest niezbyt dokładna, chociażby ze względu na konieczność wyznaczenia stałej  $A$ , do wyznaczenia której należy mieć powierzchnię wzorcową o znanym udziale nośnym.

Drugim czynnikiem, wpływającym na niedokładność pomiaru, jest to, że chropowatość, a zatem i udział nośny, posiada nie tylko powierzchnia badana, lecz także powierzchnia pomiarowa. Można ją wprawdzie uwzględnić, lecz ponownie musimy zastosować wzorec. Poza tym zmienia się udział nośny tej powierzchni po pewnej ilości dokonanych pomiarów.

Trzecim czynnikiem, wpływającym na niedokładność pomiarów, jest iskrzenie, które niewątpliwie wystąpi przy bardzo bliskim położeniu względem siebie nierówności. Iskrzenie to będzie także niszczyło powierzchnie.

**Metoda pneumatyczna.** Metoda ta jest dokładnie omówiona w czasopiśmie „Pomiary, Automatyka, Kontrola” r. 1956/4 — J. Mierzejewski oraz T. Lewandowski. Przy metodzie tej jest konieczne stosowanie wzorców, wykonanych metodą replik.

Wszystkie omówione metody mają, jak widać, zalety i wady. Metody te nie są jeszcze ostatecznie opracowane. Należałoby do nich dołączyć nowe propozycje — na przy-



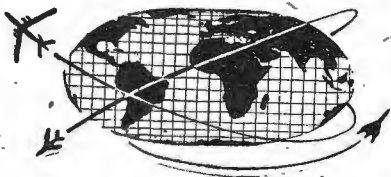
R-3 TL66/60

Rys. 3

kład pomiar udziału nośnego, oparty na zasadzie kondensatorowej lub topografii mikropowierzchni, które są opracowywane przez Katedrę Wytwarzania Silników Lotniczych.

#### LITERATURA

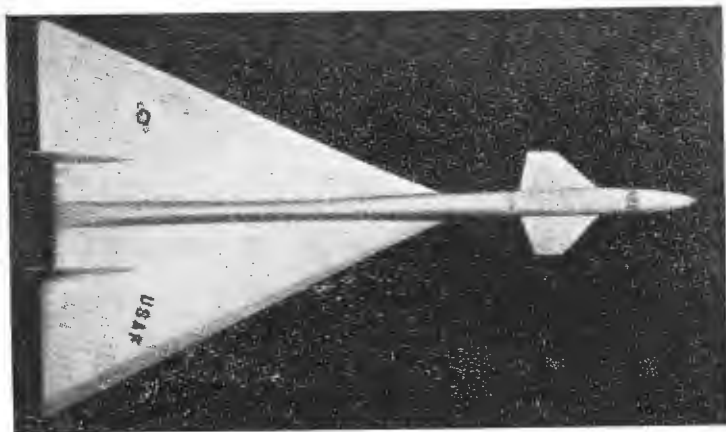
1. Bowden F., Pandor D. — „The friction and lubrication of solids” — Oxford 1950 r.
2. Dreyhaupt W. — „Ein Werkstattgerät zum Prüfen des Traganteils technischer Oberflächen” — Werkstatttechnik und Maschinenbau 1955 r., nr 8.



# NOWOŚCI TECHNICZNE

## NIKTÓRE DANE SAMOŁOTU B-70 „VALKYRIE”

Ostatnio podano niektóre szczegóły dotyczące znajdującego się w budowie prototypu naddźwiękowego bombowca strategicznego North American B-70 „Valkyrie”. Jak widać na załączonych zdjęciach samolot ten ma układ „delta” z usterzeniem wysokości umieszczonym przed skrzydłem i z podwójnym usterzeniem kierunkowym, zamocowanym na skrzydle. Wlot silników jest tak ukształtowany, że powstające na nim fale uderzeniowe powodują zwiększenie wyporu skrzydła, co łącznie z wyporem wytwarzanym przez usterzenie wysokości (w przypadku usterzenia wysokości umieszczonego przed skrzydłem kąt jego zaklinowania jest dodatni) przyczynia się do zwiększenia dosko-



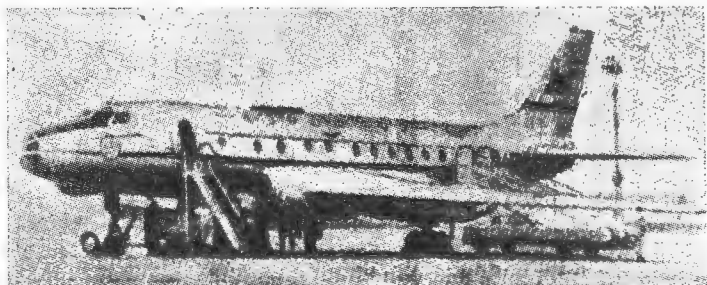
nałości samolotu. W celu zwiększenia wyporu na małych prędkościach lotu zastosowano łamane do dołu końce skrzydła — strugi powietrza są odchylane przez rozszerzający się ku tyłowi kanał wlotowy silników w kierunku załamanych końców skrzydła, które z kolei odchylają je do dołu. Samolot będzie napędzany sześcioma silnikami turbinowo-odrzutowymi General Electric J 93.

Dane samolotu: długość — 52 m, rozpiętość — 35 m, ciężar w locie — 225 000 kG, prędkość — powyżej 3200 km/h, pułap użytkowy — 24 500 m, zasięg — 13 000 km.

W. K.

## RADZIECKI SAMOŁOT PASAŻERSKI Z SILNIKAMI DWUPRZEPLYWOWYMI

Jednym z najnowszych radzieckich samolotów pasażerskich jest samolot małego zasięgu TU-124, wyposażony w dwa silniki dwuprzepływowe zaprojektowane przez Słowiewa. Samolot zabiera 40—46 pasażerów, jego pręd-



kość maksymalna wynosi 1000 km/h, a zasięg 1450 km. Dzięki dużemu nadmiarowi ciągu silników długość startu nie przekracza 730 m. Wyglądem zewnętrznym TU-124 przypomina samolot TU-104.

W. K.

## ŚMIGŁOWIEC Z DODATKOWYM NAPIĘDEM SILNIKAMI TURBINOWO - ODRZUTOWYMI

Firma Kaman, wspólnie z firmą General Electric, pracuje nad zastosowaniem dwóch silników turbinowo-odrzutowych General Electric J 85 o ciągu około 1200 kG jako dodatkowego napędu śmigłowca amerykańskiej marynarki wojennej Kaman HU2K. Silniki zabudowano w gondolach po bokach kadłuba. Kierunek strumieni wylotowych silników można zmieniać od poziomego do pionowego w zależności od fazy lotu śmigłowca. Obliczenia wykazują, że dodatkowy napęd pozwoli na zwiększenie prędkości śmigłowca o 40%, siły nośnej — o 20% i zasięgu — o 17% w porównaniu z osiągniętymi z dotychczasowym napędem, tj. tylko silnikiem General Electric T 58. Poprawią się również charakterystyki wznoszenia i zawisu. Gondole z silnikami mogą być wybudowane przez dwóch ludzi w ciągu kilku minut.

W. K.

## SKUTER NA PODUSZCIE POWIETRZNEJ

Amerykańska firma Bell Helicopter Corp. zbudowała skuter poruszający się na poduszce powietrznej. Pojazd jest wyposażony w dwusuwowy silnik o mocy 12 KM, pracujący na gazolinie zmieszanej z olejem. Silnik napędza wentylator o średnicy około 760 mm, który unosi pojazd na wysokość około 60 mm. Kierowca siedzi na siodełku, ruch do przodu lub w bok wywołując pochylem pojazdu w odpowiednim kierunku. Skuter porusza się z prędkością 40 km/h, zużywając na 100 km ok. 11 l paliwa; może poruszać się nad drogami, wodą i śniegiem i pokonywać wzniesienia o nachyleniu 10°. Skuter jest zbudowany



z tworzywa sztucznego i aluminium. Jego długość wynosi ok. 2150 mm, szerokość — 1350 mm, wysokość — 760 mm, ciężar — 72 kG. Firma nie chce na razie zdradzić specjalnego przeznaczenia pojazdu.

W. K.

## NOWE SILNIKI DWUPRZEPLYWOWE GENERAL ELECTRIC

Firma General Electric buduje silnik dwuprzepływowy typu wentylatorowego MF239C przeznaczony do wojskowych samolotów poddźwiękowych. Wywodzi się on z silnika J 79 i swym układem będzie prawdopodobnie przypominał silnik wentylatorowy do samolotów pasażerskich CJ805-23. Jego ciąg będzie przekraczał 10 000 kG, a stosunek wydatków i spręż wentylatora ma zapewnić najkorzystniejsze charakterystyki w warunkach zadań samolotów wojskowych.

Poza tym firma pracuje nad silnikiem wentylatorowym do samolotów pasażerskich o bardzo małym zasięgu — CJ805-41 o ciągu 9100 kG. Silnik ten jest przeznaczony m.in. do samolotu Convair 60, a jego produkcja seryjna ma się rozpocząć w 1962 r.

W. K.

### 2000 - GODZINNA PRÓBA SILNIKA T58

Śmigłowcowa odmiana silnika General Electric T58 pracowała na stoisku 2000 godzin bez przeglądów. Próba obejmowała 4000 rozruchów, 12 000 gwałtownych przyspieszeń i 22 000 zmian mocy.

W. K.

### RAKIETA DO CELÓW TRANSPORTOWYCH

Firma Convair zbudowała rakietę, która ma służyć do zaopatrywania oddziałów wojskowych w żywność, amunicję, lekarstwa i urządzenia łączności. Długość rakiety wynosi 2,75 m, ciężar użyteczny — 22,7 kG. Do przeniesienia rakiety na miejsce startu wystarczy trzech ludzi. Zasiobnik z ładunkiem może być przechowywany oddzielnie, gdyż można go łatwo połączyć z rakieta za pomocą uchwytów szybkoemocujących. Silnik na paliwo stałe nadaje rakiecie prędkość 2400 km/h. Do lądowania ma być stosowany spadochron, przy czym uderzenie przy zetknięciu z ziemią będzie tłumić umieszczone z przodu ostrze. Rakieta jest przeznaczona przede wszystkim do zaopatrywania oddziałów znajdujących się w okrażeńiu oraz gdy obszar powietrzny znajduje się pod kontrolą nieprzyjaciela lub gdy warunki atmosferyczne utrudniają zrzuty na spadochronach. Rakieta może być stosowana kilkakrotnie.

W. K.

### PRÓBY SILNIKA PLAZMOWEGO AVCO

Firma Avco (USA) przeprowadziła 47-godzinną próbę 30 kW silnika plazmowego. Próba odbyła się w wysokiej próżni, jako czynnik roboczy zastosowano hel. Silnik rozwinął ciąg prawie 0,34 kG przy impulsie jednostkowym 1000 sek. Próba ta jest częścią programu badań firmy nad



zagadnieniami długotrwałej pracy silników plazmowych, erozji elektrod i chłodzenia dyszy silnika w warunkach przestrzeni kosmicznej. Wyniki próby wskazują na możliwość zbudowania w najbliższej przyszłości silnika o ciągu 0,5 kG, długotrwałej pracy i pewnym działaniu.

W. K.



## na półkach księgarskich

Awiaconnyje elektriceskije maszyny, M. J. Komisar, Oborongiz, 1959 r., stron 500.

W książce przedstawione są zagadnienia teorii i konstrukcji, metody obliczeń i projektowania różnych typów elektrycznych maszyn lotniczych. We wstępie rozpatrzone są zagadnienia teoretyczne, ogólne dla maszyn elektrycznych niezależnie od typu prądu, a następnie poszczególne typy maszyn elektrycznych, teoria maszyn elektrycznych prądu zmiennego i stałego, ich klasyfikacja i niektóre dane, uzwojenia tworników i elektrodynamiczna siła maszyn elektrycznych, siły magnesujące uzwojeń, obwód magnetyczny maszyn elektrycznych, na biegu luzem i metody jego obliczania, reakcje tworników, komutacje maszyn prądu stałego, straty i sprawność maszyn elektrycznych, ich nagrzewanie się i chłodzenie. W dalszej części książki dany jest opis transformatorów, maszyn asynchronicznych bezkolektorowych i synchronicznych, prądnic lotniczych prądu stałego, motorów prądu stałego, wzmacniaczy elektrycznych, przetwornic prądu stałego niskiego i wysokiego napięcia na prąd zmienny i prądu zmiennego na prąd zmienny i stały. W ostatnich rozdziałach opisane są iskrowniki lotnicze, typy i charakterystyki świec zapłonowych, zapłon rozruchowy, układy zapłonowe oraz obliczanie i konstruowanie lotniczych maszyn elektrycznych. Książka zawiera również dużą liczbę rysunków, wykresów, schematów i fotografii oraz tabel. Przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Wojenno wozdusznyje sily, M. K. Gluchow, M. M. Danilewskij, P. G. Jermakow, W. B. Jemelianienko, W. M. Łozowoj-Szewczenko, P. F. Placzienko, W. J. Siekaczew, A. A. Szukajew, Wojennoje Izdatielstwo Oborony Sojuza SSR, 1959 r., stron 204.

W książce wyjaśnione są krótko powstanie i rozwój lotnictwa, klasyfikacja, budowa, uzbrojenie i właściwości bojowe samolotów, organizacyjna struktura i bojowe właściwości wojsk lotniczych, rozpatrzona jest też rola wojskowych sił lotniczych we współczesnej wojnie, ich bojowe zastosowanie w taktycznym i operacyjnym współdziałaniu z wojskami lądowymi i innymi rodzajami uzbrojenia oraz niektóre zagadnienia dalszego rozwoju lotnictwa, jak lotnictwo naddźwiękowe, uzbrojenie raketowe, bomby sterowane itp. Dano też opis poszczególnych rodzajów lotnictwa, jak bombowego, torpedowego do zwalczania okrętów i łodzi podwodnych, myśliwskiego, rozpoznawczo-łącznikowego oraz pomocniczego. Książka zawiera też szereg rysunków i fotografii współczesnych samolotów różnych typów. Przeznaczona jest dla oficerów wszelkich rodzajów broni dla zaznajomienia się z zagadnieniami lotniczymi.

L. S.

Awtomatika awiaconnych siłowych ustanowok, A. A. Sziwajakow, Oborongiz, 1960 r., stron 372.

W pracy tej zostały zebrane i usystematyzowane materiały z zakresu automatycznej regulacji silników lotniczych. Opisana została regulacja silników na paliwo lekkie, ich równania ruchu przy

zastosowaniu śmigła przestawialnego i sprężarki napędzanej wspólnie lub turbosprężarki, wyznaczenie współczynników tych równań oraz dynamika układu regulującego. Dla silników odrzutowych podano ich własności eksploatacyjne i równania ruchu dla silników odrzutowych i turbośmigłowych, działanie układów automatycznej regulacji silników wraz z ich badaniem oraz regulację zużycia paliwa. Opisane zostały również układy regulacji silników odrzutowych dwuobwodowych oraz ze sprężarkami dwusekcyjnymi, jak również silników odrzutowych z układami wzmożenia mocy i z dopalaczami. Osobno opisano układy regulacji silników turbośmigłowych tak sterowane, jak i samoczynne oraz własności regulacji zrywu silnika i w czasie jego rozruchu. Treść uzupełniona licznymi rysunkami, wykresami, schematami i tabelami. Książka ta jest podręcznikiem dla studentów wyższych lotniczych szkół technicznych, może być również przydatna dla inżynierów i pracowników instytutów naukowych.

L. S.

Rasczot i postrojenje konturu samolota na plazie, W. A. Andrejew, W. A. Zworykin, Ł. A. Konorow, S. S. Leńkow, S. T. Orłow, W. S. Siemczukow, W. S. Tarchow, Oborongiz, 1960 r., stron 491.

W książce zostały rozpatrzone zasady płytowo-szablonowej metody produkcji samolotów, zapewniającej zamienność części, sposoby obliczania i projektowania powierzchni zespołów na płytach oraz sposoby wykonywania rysunków płytowych teoretycznych i konstrukcyjnych, niezbędnych do wyznaczenia współzależności i wykonania technologicznego oprzyrządowania, elementów i zespołów. Opisane też zostały metody obliczania i wyznaczania powierzchni kadłubów, gondol silnikowych, metody sprawdzania płynności krzywych i zasady interpolacji punktów, metody obliczania i wyznaczania powierzchni skrzydeł i usterzeń, ich obrysów wyjściowych i pośrednich, wyznaczania elementów poprzecznych i podłużnych, wyznaczania kątów nachylenia stycznych do obrysów i krzywizny obrysów, metody wyznaczania skośnych przekrojów skrzydeł i usterzeń, oraz metod sprawdzania i wielkości dopuszczalnych odchyłek wykonania rysunków płytowych. W końcowym rozdziale podano metody konstrukcyjnego podziału zespołów płaskich, skrzydeł i kadłubów, metody wykonania i opisanie rysunków płytowych konstrukcyjnych oraz metody sprawdzania takich rysunków i wielkości dopuszczalnych odchyłek przy ich wykonaniu. W książce obszernie podano stronę matematyczną zagadnienia tak przy wyznaczaniu krzywych, jak i przy wykonywaniu rysunków płytowych. Ze strony praktycznej obszernie omówiono zasady posługiwania się i stosowania w produkcji metody płytowo-szablonowej, stosowanej przy tego rodzaju pracach sprzętu i prac wstępnych. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami, schematami i tabelami oraz dwunastu wkładkami nomogramów i tabel. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników biur konstrukcyjnych i wydziałów wykonywania rysunków płytowych oraz wydziałów przygotowywania produkcji samolotów. Korzystać z niej mogą również studenci wyższych technicznych szkół lotniczych.

L. S.

**Jet propulsion engines**, red. O. E. Lancaster, Princeton University Press, 1959 r., stron 799.

Jest to praca zbiorowa, stanowiąca ostatni tom cyklu „High speed aerodynamics and jet propulsion”. Cykl ten składa się z następujących tomów:

- I. Thermodynamics and physics of matter
- II. Combustion processes
- III. Fundamentals of gas dynamics
- IV. Theory of laminar flows
- V. Turbulent flows and heat transfer
- VI. General theory of high speed aerodynamics
- VII. Aerodynamics component of aircraft at high speeds
- VIII. High speed problems of aircraft and experimental methods
- IX. Physical measurements in gas dynamics and combustion
- X. Aerodynamics of turbines and compressors
- XI. Design and performance of gas turbine power plants
- XII. Jet propulsion engines

Książka „Jet propulsion engines” zajmuje się silnikami jako całością i w związku z tym opiera się w znacznym stopniu na poprzednich tomach cyklu, szczególnie na tomie II, X i XI, w których omówiono podstawowe prawa teorii silników i ich poszczególne zespoły. Książkę podzielono na dwanaście części. Część A podaje klasyfikację i krótki zarys historii rozwoju silników odrzutowych-rakietowych i przepływowych. Część B wprowadza pojęcie ciągu i mocy oraz sprawności ogólnej, cieplnej i napędowej; w części tej podano również, dla różnych rodzajów silników, zależności między niektórymi wielkościami. Część C zawiera analizę osiągnięć silników turbinowo-odrzutowych w oparciu o współpracę poszczególnych zespołów — sprężarki, komory spalania, turbiny i dyszy — oraz zagadnienia związane ze sterowaniem i badaniami tych silników. W podobny sposób w części D omówiono silniki turbinowo-śmigłowe z uwzględnieniem podstawowych wiadomości z dziedziny śmigieł. Część E zajmuje się silnikami strumieniowymi, ich osiągnięciami, sterowaniem i metodami badań. Część F jest poświęcona silnikom pulsacyjnemu oraz silnikom „falowym” o spalaniu zewnętrznym (silniki „Comprex”) i wewnętrznym. Część G omawia zasady projektowania i metody badań silników rakietowych na paliwo płynne, część H — zasady projektowania i metody badań silników rakietowych na paliwo stałe z uwzględnieniem stateczności procesów spalania. Wiadomości na temat napędów mieszanych można znaleźć w części I i J — pierwsza zajmuje się silnikami strumieniowo-rakietowymi, będącymi połączeniem silnika strumieniowego z silnikiem rakietowym, druga — wirnikami, które są napędzane silnikami odrzutowymi, umieszczonymi na końcach łopatek. Tematem części K są zagadnienia związane z budową odrzutowych silników atomowych — teoria i zasady budowy reaktorów, materiały stosowane na osłony, rodzaje chłodzenia; przytoczono również przykład obliczenia reaktora. Książkę kończy część L, omawiająca możliwości dalszego rozwoju napędów odrzutowych. Każda część zawiera bogaty wykaz literatury.

Dzięki wielu wiadomościom z dziedziny teorii i badań silników odrzutowych książka może być pomocna inżynierom zajmującym się napędami odrzutowymi.

W. K.

**Urządzenia hydrauliczne i pneumatyczne samolotów**, mgr inż. Jan Lipski, Wydawnictwa Komunikacyjne, Warszawa 1960 r., stron 180, cena zł 18.—

Książka omawia podstawowe urządzenia hydrauliczne i pneumatyczne samolotów, jak pompy, sprężarki, dźwigniki, rozdzielacze, wzmacniacze hydrauliczne, zawory, filtry, zasobniki, zbiorniki, amortyzatory, regulatory obrotów śmigła, elementy sieci instalacji oraz kompletne instalacje energetyczne samolotów. Opisano metody sprawdzania, budowę stoisk kontrolnych, eksploatację oraz najczęściej występujące usterki i sposoby naprawy wymienionych wyżej urządzeń i instalacji. Ta nowa pozycja fachowa w naszym piśmiennictwie lotniczym — niestety — nie zapoznaje czytelnika z pewnymi, nowymi rozwiązaniami, jak na przykład z pompą hydrauliczną o zmiennym wydatku czy awaryjną, napędzaną turbiną powietrzną. Nie znaleźliśmy również wzmianki o pompach nurnikowych czy opartych na nowatorskich rozwiązaniach konstrukcyjnych (gerotorowe i in.). Ponadto dziełko to winno dać pewne wiadomości o cieczach hydraulicznych i ich własnościach oraz o zagadnieniach uszczelnień. Należy stwierdzić, że omawiane wydawnictwo będzie użyteczne dla mechaników lotniczych, pilotów, kontrolerów oraz młodzieży studiującej na uczelniach.

Z.

**Lotnictwo — mała encyklopedia**, mgr inż. Szymon Pilecki, PWT, Warszawa, 1960 r., stron 531, cena zł 45.—

W książce omówiono zagadnienia związane bezpośrednio i pośrednio z lotnictwem. W encyklopedycznym ujęciu podano w niej wiadomości z aerodynamiki, mechaniki lotu, budowy samolotów i śmigłowców oraz stosowanych obecnie napędów. Omówiono spadochroniarstwo, szybownictwo, balony, jak również budowę lotnisk, nawigację i meteorologię. Osobny rozdział stanowią zagadnienia techniki rakietowej, jej rozwój i zastosowanie oraz ostatnie osiągnięcia. W almanachu tym nie znaleźliśmy jednak pewnych wiadomości o nowych kierunkach w lotnictwie. Na przykład o zastosowaniu silników lotniczych do tak zwanych „poduszki-czerwonej” czy „dyszolotów”, o zasadach pracy silników plazmowych, o przyspieszeniometerach itp. Być może, że brak tych informacji jest spowodowany długim cyklem wydawniczym, możliwym zresztą, że... po prostu nie potrafiliśmy ich znaleźć. Umieszczony na końcu skrowidz rzeczowy jest daleki od doskonałości i ma te same wady, co warszawska książka telefoniczna. Przykłady: szukaliśmy tematyki obejmującej pompy hydrauliczne; tej informacji nie można znaleźć ani pod hasłem „pompy” ani „hydrauliczne”, ani „napęd” czy „sterowanie”. Ostatecznie nie wiemy, czy encyklopedia mówi coś o tym, gdyż wertowanie 500 stron książki

nie doprowadziło do szukanej informacji. Stopu typu „Nimonic” nie ma pod „n”, ani pod „stopy”, dopiero wśród sześciu odnośników, dotyczących „materiałów konstrukcyjnych”, znaleźliśmy jeden, gdzie jest mowa „o specjalnych materiałach (rozdz. 4.6.3)” i dalsze poszukiwania w tym rozdziale doprowadziły do odnalezienia wzmianki. Te braki i niedogodności w II wydaniu encyklopedii należy koniecznie usunąć. Również celowe będzie dać tabelę klasyfikacyjną statków latających wg PN, podobnie jak to zrobiono dla silników.

Recenzowane dzieło stanowi poważny wkład do fachowego piśmiennictwa lotniczego i powinno z dużym pożytkiem służyć do rozszerzania wiedzy pracownikom lotnictwa wojskowego i cywilnego na poziomie technika oraz członkom aeroklubów.

Z.

**Rozpoznawanie samolotów, szybowców i śmigłowców**, mgr inż. Andrzej Glass, Wydawnictwa Komunikacyjne, Warszawa, 1960 r., stron 256, cena zł 12.—

Trudno nie zaszyfrować ukazania się tej książeczki (w zasłużonej na rynku wydawniczym Bibliotece „Skrzydlatej Polskiej”), popularyzującej lotnictwo, pomocniczej lektury dla członków aeroklubów. Dziełko to zawiera przeszło 100 zdjęć, sylwetek w 3 rzutach, danych technicznych i opisów najważniejszych konstrukcji lotniczych Polski (25 odmian), Związku Radzieckiego (32 odmiany), Czechosłowacji, Węgier i Jugosławii — będących współcześnie w użyciu. W części wstępnej wyjaśnione są zasady rozpoznawania samolotów, szybowców i śmigłowców. Encyklopedyczny materiał zebrany w książce może być pomocny dla każdego, kto interesuje się lotnictwem.

Z.

**Skrzydła naszej młodości**, Eugeniusz Banaszczyk, Nasza Księgarnia, Warszawa, 1960 r., stron 100, cena zł 15.—

Autor postawił sobie za zadanie dać przekrój dzisiejszego lotnictwa, który w latach przyszłych będzie już historią minionych dni. Dwa pierwsze rozdziały poświęcone są historii: sprzętu i ludzi — bohaterów przestworzy. Następne rozdziały zapoznają z dzisiejszym stanem lotnictwa komunikacyjnego i sprzętem transportowym oraz zastosowaniem lotnictwa dla dobra ludzkości: w nauce, w służbie zdrowia, rolnictwie, przemyśle i budownictwie. W dalszym ciągu dowiadujemy się o aktualnościach z dziedziny lotnictwa sportowego oraz o nowoczesnym sprzęcie lotniczym wojskowym. Książkę kończy przegląd nowych poszukiwań i projektów przyszłościowych. Dziełko wydano w pięknej, barwnej obwolutie z motywem wyrzucania rakiety X. 15.

Z.

**Raketentechnik. Eine Einführung**, H. Milke, wyd. VEB Verlagstechnik, Berlin, 1960 r., stron 303.

Jest to wprowadzenie w zagadnienia techniki rakietowej. Książka ujmując podstawowe zależności fizyczne teorii napędu rakietowego pojedynczego i stopniowego oraz chemiczne podstawy materiałów pędnych w procesie spalania. Podaje ona poza tym termodynamikę gazów wylotowych oraz zasadnicze problemy konstrukcyjne rakiet. Zawiera bogato ilustrowany przegląd rakiet stosowanych obecnie do badań wysokościowych i kosmicznych (satelity), napędów rakietowych dla lotnictwa i celów wojskowych. W części końcowej podane są zasady sterowania rakiet, opis urządzeń naziemnych doświadczalnych i startowych. W przedmowie omówiona jest w skrócie historia rakiet i ich rozwoju, w zakończeniu podane są perspektywy rozwoju rakiet i ich związek z astronautyką. Spis literatury zawiera 80 pozycji z podziałem na zagadnienia poruszane w poszczególnych rozdziałach. Należy dodać, że autor jest wieloletnim pracownikiem naukowym i w ciągu swej pracy zawodowej, związanej z budową przyrządów pomiarowych rakiet wysokościowych oraz z lotniczą służbą meteorologiczną, zdołał zebrać wystarczającą ilość materiałów z publikacji, aby wyrobić sobie pewien pogląd na obecny stan rozwoju techniki rakietowej oraz jej perspektyw w astronautyce.

M. W.

**Aerodynamik des Flugzeuges**, H. Schlichting, E. Truckenbrodt, Springer Verlag, Berlin-Göttingen-Heidelberg. Tom I, 1959 r., stron 515, rys. 260, tom II, 1960 r., stron 485, rys. 339 (w języku niemieckim, cena zł 461,40).

Jest to dzieło, które tworzy całkowicie kompletny podręcznik obszernej dziedziny aerodynamiki samolotu, od podstaw do najnowszych zdobyczy naukowych ostatniego roku. Środek ciężkości dzieła leży nie tyle w matematycznych metodach, ile w fizycznym i technicznym ujęciu zagadnień. Wyprowadzane na drodze teoretycznej wzory są następnie wyjaśniane na przykładach liczbowych, wykresach i rysunkach.

Wyniki teoretycznych wywodów, ich granice stosowania i dokładność są kontrolowane przez porównanie ich z wynikami odpowiednich prób. Dzieło zawiera teorię profili oraz teorię płatów nośnych przy prędkościach pod- i nadźwiękowych, aerodynamikę kadłuba, przejść skrzydło-kadłub oraz aerodynamikę ustereń, jak również wzajemny wpływ części samolotu. W tomie pierwszym podane są podstawy aerodynamiki przepływów wraz z dynamiką gazów (przepływy osrodków ściśniętych) oraz teoria warstwy przyściennej (przepływy z uwzględnieniem tarcia) w zastosowaniu do techniki lotniczej. Poza tym pierwszy tom zawiera pierwszą część teorii skrzydła, mianowicie skrzydło o nieskończonej rozpiętości (teoria profili). W tomie drugim rozpatrzona jest aerodynamika skrzydła o rozpiętości skończonej przy strudze nieściśniętej oraz aerodynamika skrzydła o nieskończonej i skończonej rozpiętości przy strudze ściśniętej z zastosowaniem przekształceń Prandtla i Glauerta, Krahnna, Karmana-Tsiena dla prędkości poddźwiękowych Ackereta, Brusemanna dla prędkości naddźwiękowych, poza tym nie została też pominięta prędkość dźwiękowa i ponaddźwiękowa (hiperdźwiękowa). W dodatku umieszczone są charakterystyki aerodynamiczne samolotów budowanych ostatnio w przemyśle niemieckim i innych krajów.

M. W.



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

#### HYDROAEROMECHANIKA

24\* 533.6.011.5 ILOt

Bam-Zelikowicz G. M.; Bunimowicz A. I.; Michajłowa M. P.: Dwiżenie tonkich tiał s bolszimi swierchzwwukowymi skorostiami. **Ruch cienkich ciał z większymi prędkościami nadźwiękowymi.** Izw. Akad. Nauk SSSR, Otd. Tiechn. Nauk. Miecchan. i Maszynostroj., 1960, nr 1, s. 33–40, rys. 7, poz. bibl. 8. Zagadnienie ustalenia kryteriów podobieństwa przy omywaniu gazem o dużych prędkościach ciał nie spełniających warunków geometrycznego podobieństwa.

W pracach Karmana (prędkości przydźwiękowe) i Tsiena (większe prędkości nadźwiękowe) rozpatrywany jest opływ ciał cienkich, przy założeniu opływu płaskiego lub osiowo symetrycznego, potencjalnego i izentropowego. Rozumowanie tych autorów nie jest ścisłe, gdyż przyjęte założenia przepływu potencjalnego izentropowego oczywiście nie odpowiadają fizycznym własnościom przepływu. W pracy wyniki Tsiena zostały uogólnione na przypadek ruchu trójwymiarowego z obecnością fal uderzeniowych i wirów i wykazują, że zadanie o trwałym opływie cienkiego ciała gazem o większej prędkości nadźwiękowej może być w przybliżeniu sprowadzone do zadania o niestabilnym ruchu gazu w przestrzeni o liczbie wymiarów o jedność mniejszej.

J. Nikol

25\* 533.6.011.6 ILOt

Powickij A. S.: Rawnowiesnaja tiempieratura tonkich tiał w swierchzwwukowym potokie. **Temperatura równoważna cienkich ciał w strumieniu nadźwiękowym.** Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiechn., 1960, nr 1, s. 35–42, rys. 6, poz. bibl. 5. Poprawki, które konieczne należy wprowadzić do współczynników przewodzenia ciepła dla płaskiej płytki przy stosowaniu ich do cienkich skrzydeł i stożków przy większych prędkościach nadźwiękowych. Przybliżony wzór dla współczynnika przewodzenia ciepła płaskiej płytki.

Postępując się tym wzorem, można wyrazić wpływ kształtu ciała na strumień ciepły za pomocą mnożnika o postaci  $\xi = \left(\frac{P_j}{P_\infty}\right)^{1-n}$

gdzie  $n = 0,2$  — dla turbulentnej warstwy przyściennej, zaś  $n = 0,5$  dla laminarnej.

Otrzymane wyrażenie na strumień ciepły pozwala sprowadzić wyznaczenie temperatury równoważnej do jednego wykresu, który jest do niniejszej pracy załączony.

J. Nikol

26\* 532.526 ILOt

Slichting H.: Some developments in boundary layer research in the past thirty years. **Niektóre osiągnięcia w dziedzinie badania warstwy przyściennej w ciągu ostatnich trzydziestu lat.** J. Roy. Aeronaut. Soc., luty 1960, t. 64, nr 590, s. 64–80, rys. 22, poz. bibl. 78. Autor usiłuje nakreślić pewne szczególne linie, według których w ciągu ostatnich trzydziestu lat rozwijała się ta ważna gałąź nowoczesnej dynamiki cieczy. W związku z tym następujące sprawy zostały potraktowane obszerniej:

- I. Przejście od przepływu laminarnego do burzliwego.
- II. Sterowanie warstwą przyścinną dla profilów o dużym wyporze i małym oporze.
- III. Grzanie aerodynamiczne przy dużych prędkościach (dużych liczbach Macha).
- IV. Wpływ warstwy przyściennej na skrzydła w strzałę i na ciała obracające się (a).

27\* 533.6.011.5 533.691.13 ILOt

Korobiejnikow N. P.: Swierchzwwukowe obtiekanie pod ugłom ataki „trieugolnych” tryljev i ellipticeskich konusow s dozwwukowej pieriedniej kromkoj. **Opływ nadźwiękowy skrzydeł trójkątnych z kątem natarcia oraz stożków eliptycznych z przydźwiękową częścią przednią.** Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiechn., 1960, nr 1, s. 28–34, rys. 5, poz. bibl. 7.

W pracy rozwiązuje się zadanie ponadźwiękowego opływu spiczastych skrzydeł nośnych o małym wydłużeniu o krzywoliniowej części nosowej (skrzydła trójkątne) oraz eliptycznych stożków z kątem natarcia drogą zastosowania metody odwzorowania podobnego. Jako założenie przyjmuje się rozwiązanie dla ciała obrotowego o dowolnej tworzącej, otrzymane według dokładniejszej teorii dla cienkiego ciała.

J. Nikol

28\* 533.6.015.8 ILOt

Dathe H. M.: Zur Berechnung der Kurzstartleistungen von Flugzeugen mit Schubschwenk-Triebwerken. **O obliczeniu mocy krótkiego startu samolotów z silnikami o zmiennym kierunku ciągu.** Z. Flugwiss., 1960, r. 8, nr 3, s. 67, rys. 8, poz. bibl. 5. Zbadano rachunkowo w bezwymiarowym przedstawieniu rozbieg samolotów z silnikami o zmiennym kierunku ciągu dla różnych programów zmian kierunku ciągu. Przez założenie stałej prędkości

startowej jest możliwa prosta analiza przebiegu wznoszenia, aż do górnej granicy. Obliczone, jako typowy przykład, trasy startu pokazują, które możliwości się wyłaniają, jeżeli samolot przeznaczony do pionowego startu zastosowany zostanie w zakresie ciągu  $So/G = 0,8$  do 1 jako krótkiego startu (a).

#### ŚMIGŁA

29\* 533.662 629.135.9 ILOt

Propeller effects on the stability and control of VTOL aircraft. **Wpływ śmigła na stateczność i sterowność samolotów pionowego startu.** Aero/Space Enging., 1960, t. 19, nr 3, s. 46–52, 64, rys. 8, poz. bibl. 14.

Badania sił i momentów działających na śmigło w obszarze pochylecia  $0^\circ$ – $80^\circ$ . Znalezione, że siła normalna i moment pochylający, działający na piastę śmigła, jest znacznej wielkości i nie może być pominięty w żadnej analizie samolotu pionowego i skróconego startu, który musi pochylać śmigło o  $15^\circ$  dla startu i lądowania. Zmiana ciągu, ze zmianą prędkości postępowej i kąta pochylecia jest innym parametrem, który musi być rozważony w każdej analizie samolotu o przekręcanym płacie lub o pochylanym śmigle.

Z. Brodzki

30\* 533.662 629.135.9 ILOt

Quinn, N.: Ducted fans for VTOL and STOL aircraft. **Śmigła „tunelowe” dla samolotów skróconego i pionowego startu.** Aeroplanc, 12 luty 1960, t. 98, nr 2521, s. 194–195, rys. 3.

Rozwój turbin gazowych o wysokim stosunku ciągu (ciężar umożliwił realizowanie samolotów pionowego startu z silnikiem odrzutowym). Dla samolotów małych, głównie dla celów wojskowych, zaletą będzie zastosowanie pojedynczego silnika, który będzie dawał siłę nośną przy starcie i lądowaniu oraz znaczny ciąg w normalnym locie.

Autor omawia kilka takich projektowanych silników. Z przodu jest wentylator w osłonie, którego wyloty są kierowane, silnik odrzutowy, którego turbina napędza właśnie wentylator, posiada również sterowany wylot. Układ wentylatora tunelowego i silnika odrzutowego ma tę zaletę, że silnik jest krótki, daje małe zużycie paliwa i jest mało hałaśliwy.

Z. Brodzki

31\* 533.662.6:629.135.4 ILOt

Szajdakow W. L.: Teoreticeskije issledowanija roboty niesuszczewo winta wiertoleta na rieżimach wiertikalno sniženija. **Teoretyczne rozważanie pracy wirnika nośnego w warunkach pionowego opadania.** Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiechn., 1960, nr 1, s. 43–51, rys. 6, poz. bibl. 4.

Pionowe opadanie z pracującym silnikiem następuje w tak zwanym zakresie „pierścienia wirowego”. Badania wielu śmigłowców wykazują, że w zakresie opadania z małymi prędkościami wchodzi ona w obszar chwięjności, która charakteryzuje się znacznymi drganiami i niestabilną prędkością opadania — za pobiega temu przymknięcie gazu. Autor rozwija teorię wirnika nośnego w takim zakresie pracy, przedstawia równania zależności prędkości strugi i opadania, następnie rozpatruje zagadnienie „wiatraka hamującego”.

Z. Brodzki

32\* 533.662.2 : 629.13.038 ILOt

Wiszniakow A. W.: Inżeniernyj mietod raszczota nagruzok na miechanizm izmieniennija szaga winta ot łopati proizwolnowo wynosa. **Inżynierska metoda obliczania obciążenia mechanizmu zmiany skoku śmigła od łopatki przestawialnej.** Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Tiechnika 1960, nr 1, s. 12–27, rys. 3.

Podano metodę obliczania momentów od sił aerodynamicznych i odśrodkowych względem osi obrotu (podłużnej) łopatki. Przedstawiona metoda nie polega na rozpatrzeniu aerodynamicznych charakterystyk profilów, jak to się powszechnie stosuje, lecz w oparciu o charakterystyki rodziny geometrycznie podobnych śmigieł. Te ostatnie — według autora — bliżej określają pracę śmigła niż charakterystyki profili, otrzymane w równoległej strudze. Autor wyprowadza wzory na cyrkulację, następnie kąty ustawienia łopatki i potrzebne momenty.

Z. Brodzki

33\* 533.662.2 : 629.13.038 ILOt

Rosen G.: New problem areas in aircraft propeller design. **Nowy zakres zagadnień przy projektowaniu śmigieł.** Canad. Aeron. J., 1960, t. 6, nr 6, s. 213–220, rys. 19.

Przedstawiono obszerny przegląd rozwoju metod projektowania śmigieł od okresu „doświadczeń i błędów”, dotyczącego śmigieł o stałym skoku lub nastawnych na ziemi — do dzisiejszych dokładnych projektów aerodynamicznych i wytrzymałościowych śmigieł samolotów o wysokich osiągnięciach. Omówiono wymagania dotyczące śmigieł dla samolotów transportowych dużego zasięgu, samolotów szybkich dużego zasięgu, wolnych, nisko latających i wreszcie pionowego czy skróconego startu. Podano wykresy do-

lyżące wymiarów i ciężarów śmigieł dla różnych samolotów. Przedyskutowano dążenia technologiczne oraz nowy rodzaj zamocowania śmigła.

Z. Brodzki

## SILNIKI LOTNICZE

34\* 621.45.001.573 ILot  
Zeilinger K.: Messeinrichtungen auf Prüfständen für Strahltriebwerken. Urządzenia pomiarowe na stoiskach do badania silników turbiny-  
woh. Luftfahrttechnik, 1960, t. 6, nr 4, s. 113—117, rys. 14.  
Urządzeniem pomiarowym, które mają znaleźć zastosowanie na stoiskach do badania silników turbiny-woh, stawiane są wysokie wymagania. Dotyczy to także stoisk badawczych, służących do badania silników turbiny-woh produkcji seryjnej. Opisano znane (wyprobowane) urządzenia dla określenia najważniejszych wielkości mierzonych na stoisku badawczym silników odrzutowych dla tego rodzaju zadań.

A. Kowalewicz

35\* 621.45 : 621.822. ILot  
Czistjakow A. A.: Miodotika prowerki podszipnikow rotorow TRD na dopustimuju wibraczu. Badanie łożysk wirnikowych turbodo-  
rzutowych silników lotniczych na drgania. Mosk. Awiac. Tiechn. Institut., Trudy Instituta, 1959, nr 36, s. 54—62, rys. 9.  
W związku z dużymi prędkościami obrotowymi wirników nowo-  
czesnych turbodoorzutowych silników lotniczych i natężeniem ich drgań w czasie pracy, powstaje konieczność badania łożysk na drgania przed zamontowaniem ich na wirniku i ostatecznym wy-  
ważeniem dynamicznym. W tym celu została przeprowadzona w Moskiewskim Lotniczym Instytucie Technologicznym specjalna  
praca teoretyczna i badania w warunkach przemysłowych, których  
wyniki zostały zakomunikowane w krótkości w niniejszym arty-  
kule.

M. Kwiatkowski

36\* 621.45 ILot  
Hagen H.: Betrachtungen zur Auslegung von Staustrahlentriebwer-  
ken. Rozważania na temat silników strumieniowych. Z. Flugwiss.,  
1960, r. 8, nr 1, s. 17—22, rys. 8, tabl. 1, poz. bibl. 12.

Na podstawie znajomości strat w silniku strumieniowym podano wykresy odnośnie warunków pracy dyfuzora wlotowego i prze-  
pływu przez komorę spalania; z wykresów tych mogą być wy-  
ciągnięte wnioski, wiążące osiągi silnika z liczbą Macha lotu,  
uzyskaniem ciśnienia i temperatury w komorze spalania. Zo-  
stały rozważone możliwości dostosowania silnika strumieniowego  
do pracy w zmiennych warunkach. Za pomocą przykładów podano  
porównanie między pewnymi metodami regulacji. Podano dane  
już skonstruowanych silników, które zostały obecnie udostępnione.  
Autor referuje możliwości kombinacji silnika strumieniowego  
z innymi silnikami (a).

37\* 621.438 ILot  
Stich P.: Kleingasturbine „Pirna 017“. Mała turbina gazowa „Pir-  
na 017“. Deutsche Flugtechnik, 1960, r. 4, nr 2, s. 59—60, rys. 1.  
Opisano 3 wersje turbiny 0,17 A, D i E. Ich wspólne cechy cha-  
rakterystyczne: są to turbiny jednowałowe (4 łożyska, sprzęgło,  
przegubowe), o sprężarce odśrodkowej, dwustopniowej turbinie  
osłowej, wyposażone w wymienniki ciepła.

Dane charakterystyczne	0,17A	0,17D	0,17E
Obroty (min <sup>-1</sup> )	—	32000	—
Moc (KM)	130	130	—
Ciężar (kG)	120	200	100
Jednostkowe zużycie paliwa G/KMh	640	380—400	600
Okres międzypoprządkowy	—	—	1000 godz

Wydatek powietrza w odmianie 017 A wynosi 1,4 kg/sek przy sprężu 3,1. Zastosowanie: jako wytwornice powietrza, napęd sa-  
molotów, pojazdów, prądnic awaryjnych i pomp strażackich.

A. Kowalewicz

## PRODUKCJA

38\* 629.13.002 : 658.5 ILot  
Gieworkien A. M.: Rost proizwoditelnosti truda i sniżenje sie-  
biestoimosti produkciji na zawodach masowowo proizwodstwa.  
Wzrost wydajności pracy i obniżenie kosztu własnego produkcji  
w zakładach o produkcji masowej. Mosk. Awiac. Tiechn. Inst., Trudy  
Instituta 1959, nr 36, s. 83—101, rys. 2, tab. 3.  
Podwyższenie wydajności pracy i obniżenie kosztów własnych pro-  
dukcji mogą być osiągnięte poprzez racjonalizację procesów tech-  
nologicznych i form organizacji produkcji, zastosowanie automa-  
tyzowanego wyposażenia, automatyzację czynności kontrolnych,  
usprawnienie transportu międzywydziałowego i szereg innych  
przedsięwzięć.

M. Kwiatkowski

39\* 629.13.002 : 658.5 ILot  
Kasatkiw I. P.: Priedwaritel'naja ocena trudnojemkosti izgo-  
towlenja prisposoblenij. Wstępna ocena pracochłonności wykonaw-  
stwa oprzyrządowania. Mosk. Awiac. Tiechn. Inst., Trudy Insti-  
tuta, 1959, nr 36, s. 68—82, rys. 3.  
Możliwość wstępnej oceny pracochłonności wykonawstwa oprzy-  
rządowania posiada duże praktyczne znaczenie, ponieważ pozwala  
na dokładne określenie objętości prac, związanych z wykonaw-  
stwem wyposażenia i pozwala technologom właściwiej ocenić ce-  
lowość techniczno-ekonomiczną różnych odmian procesów tech-  
nologicznych.  
Istnieje wiele sposobów wstępnej oceny pracochłonności wyko-  
nawstwa oprzyrządowania, a mianowicie: a) według ogólnej ilości

pozycji, b) według pracochłonności projektowania, c) według ty-  
powych przedstawicieli, d) według ilościowych i jakościowych  
wskaźników części charakterystycznych, e) według współczynni-  
ków strukturalnych. W pracy niniejszej omówiono pokrótce te  
wszystkie sposoby.

M. Kwiatkowski

40\* 621.774.038 : 629.13.002 ILot  
Deburring, belling and beading. Zaokrąglenie, profilowanie i roz-  
walcowywanie końców przewodów rurowych. Aircr. Prod., 1960,  
t. 22, nr 2, s. 42—47, rys. 15.

Potrzeby dokładnego wykończenia miejsc łączenia przewodów hy-  
draulicznych w lotnictwie spowodowały konieczność budowy ma-  
szyn specjalnych dla uzyskania różnego typu zakończeń rur. Z ko-  
leci wprowadzenie do produkcji nowych materiałów, jak na przy-  
kład tytan, zmusiło do wprowadzenia kształtowania na gorąco.  
Konstrukcje takich urządzeń zostały opracowane w zakładach de  
Havilland.

Większość tych urządzeń jest półautomatami z pneumatycznym  
cyklem działania, szybkimi w obsłudze i wydajnymi.  
Omówione są również urządzenia do kształtowania stożków na  
gorąco na końcach przewodów rurowych.

A. Gołędzinowski

41\* 621.791 : 629.13.002 ILot  
Inspection of honeycomb. Sprawdzanie jakości spawania konstruk-  
cji przekładkowych. Aircr. Prod. 1960, t. 22, nr 4, s. 152—153, rys. 2.  
Firma „Magnaflux Corporation” opracowała metodę kontroli spa-  
wania konstrukcji przekładkowych, opartą na zasadzie przewod-  
ności cieplnej. Badany element pokrywa się ciepłoczułą emulsją  
i ogrzewa się promieniami podczerwonymi. Nieciągłości spoin po-  
wodują miejscowe nagrzania emulsji, które zostają zarejestrowane  
fotograficznie (rys. 2). Do kontroli skonstruowano stanowisko  
o działaniu ciągłym w pełni zautomatyzowane (rys. 1), o wydaj-  
ności 1600 stóp kwadratowych (ok. 150 m<sup>2</sup>) kontrolowanej po-  
wierzchni na godzinę.

Do zalet tej nowej metody należą:

- 1) nie wymaga ona wysokich kwalifikacji od kontrolerów,
- 2) nieregularności budowy można łatwiej interpretować niż przy  
badaniu promieniami „X” lub ultradźwiękami,
- 3) usunięcie emulsji jest łatwe.
- 4) można również kontrolować łatwe powierzchnie o różn. krzy-  
wiźnie,
- 5) koszt kontroli i urządzeń jest niewielki.

42\* 629.13.002.5 : 621.9.437 : 621-226.2 ILot  
Profile inspection. Kontrola profilu (łopatek turbiny-woh). Aircr.  
Prod. 1960, t. 22, nr 4, s. 132—135, rys. 6.

Kontrola profilu powierzchni krzywoliniowej stanowi zawsze znacz-  
ny problem techniczny, szczególnie dla takich kształtów jak część  
profilowa łopatek turbin i sprężarek. Wśród dużej ilości rozwiązań  
aparatury pomiarowej, jednym z udanych urządzeń jest projektor  
firmy Watson. Zasada jego pracy polega na rzutowaniu na ekran  
końcówek pomiarowych, stykających się z profilem. W ten spo-  
sób uzyskuje się na ekranie zespół punktów, stanowiących obrys  
profilu. Specjalny układ oświetlenia ze skośnymi lustrami pozwala  
na prawidłowe oświetlenie miejsc styku. Wymiary ekranu 620 X  
X 310 mm. Obraz na ekranie oglądany jest w powiększeniu 20-krot-  
nym. Wymiary łopatek kontrolowanych: cięciwa do 30 mm i dłu-  
gość profilu do 90 mm.

A. Gołędzinowski

43\* 621.916 : 621-253-5. ILot  
Richter H.: Ein Weg zur spanabhebenden Herstellung beliebig ge-  
formter Schaufelprofile für Turbomaschinen. Droga do wytwarza-  
nia obróbką wiorową dowolnie ukształtowanych profili łopatek  
dla maszyn wirnikowych. MTZ, 1960, r. 21, nr 4, s. 116—118, rys. 10.  
Opis metody wytwarzania dowolnie ukształtowanych łopatek dla  
maszyn wirnikowych, następującej możliwości rozwijania profil-  
ów dla maszyn wirnikowych zupełnie niezależnie od ograniczeń  
produkcyjno-technicznych. Jedynie przy wytwarzaniu b. małych  
i cienkich profiliów dla sprężarki osiowej byłoby trudno osiągnąć  
pożądaną dokładność w porównaniu z innymi metodami (a).

44\* 629.13.002:629.13.012.219 ILot  
Scheuch J. W.: High — temperature sandwich. Proces technologicz-  
ny wytwarzania konstrukcji przekładkowej ze stali nierdzewnej  
zgrzewanej oporowo. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 2, s. 48—50, rys. 13.

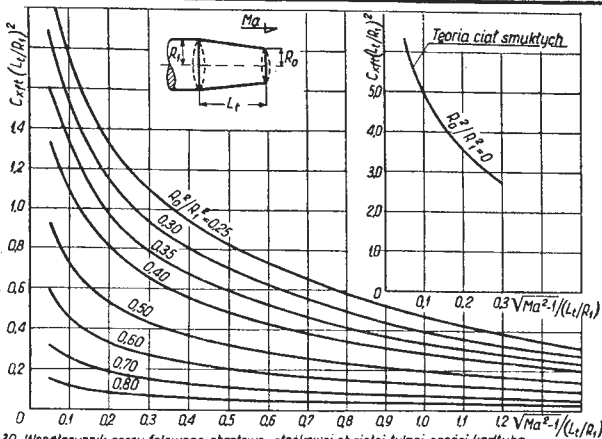
W artykule opisano rozwój procesu technologicznego wytwarza-  
nia konstrukcji przekładkowych ze stali nierdzewnej, zgrzewanych  
oporowo. Artykuł zawiera dyskusję nad konstrukcją urządzenia do  
formowania przekładek wypełniających, opis stanowiska do spa-  
wania blach pokrywowych z przekładką wypełniającą oraz proces  
kontroli jakości z uwzględnieniem kontroli ostatecznej. Opisano  
również niektóre własności materiałowe i zastosowania (a).

45\* 629.13.002:621.98 ILot  
Brenner P., Scharf G.: Einfluss des Verformungsverhaltens von  
Flugzeugblechen auf die Verformungstechnik.  
Wpływ zachowania się blach samolotowych przy kształtowaniu — na  
technikę kształtowania. Metal, 1960, r. 14, nr 10, s. 975—979, rys. 13,  
poz. bibl. 11.

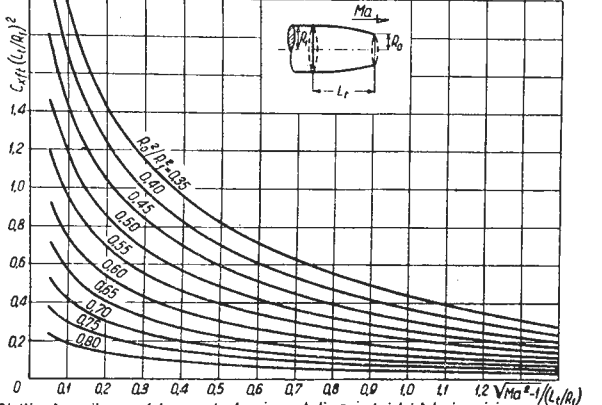
Zbadano blachy samolotowe pod kątem zastosowania różnych  
metod technologicznych z uwzględnieniem techniki kształtowania  
w budowie samolotów. Wpływ różnych metod obróbki cieplnej na  
strukturę, wielkość ziarna i wytrzymałość.

Jaki sposób pracy w poszczególnych przypadkach należy zasto-  
sować, zależy od sposobu i stopnia kształtowania wytwarzanej  
części (a).

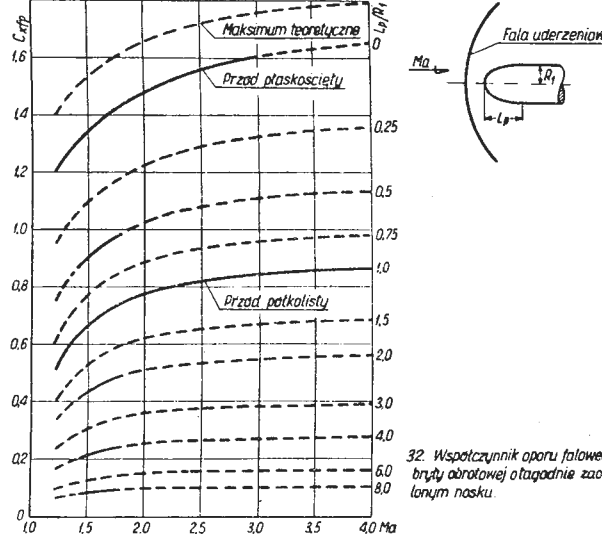
Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna  
dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Tech-  
nicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarów-  
no 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.



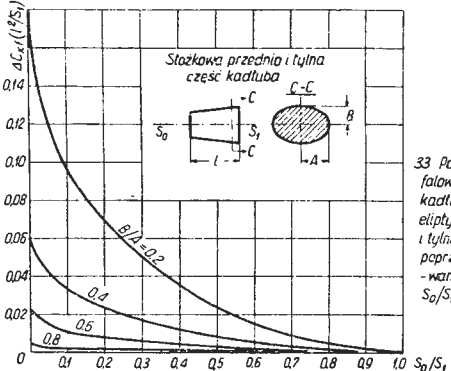
30. Współczynnik oporu falowego obrotowej, stożkowej obciętej tylnej części kadłuba w przepływie nielepkim



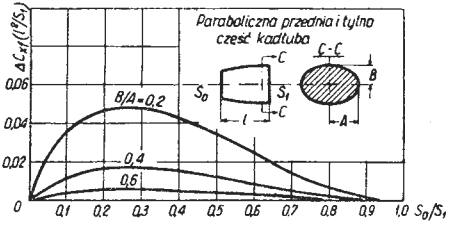
31. Współczynnik oporu falowego obrotowej, parabolicznej, obciętej, tylnej części kadłuba w przepływie nielepkim



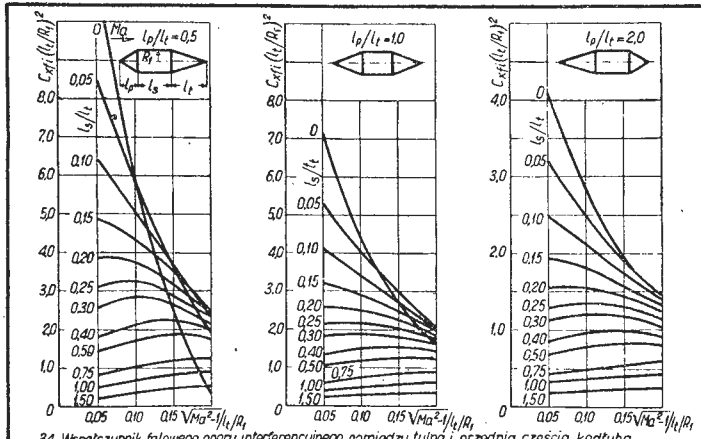
32. Współczynnik oporu falowego brzozy obrotowej otępianie zaokrąglonym nosku.



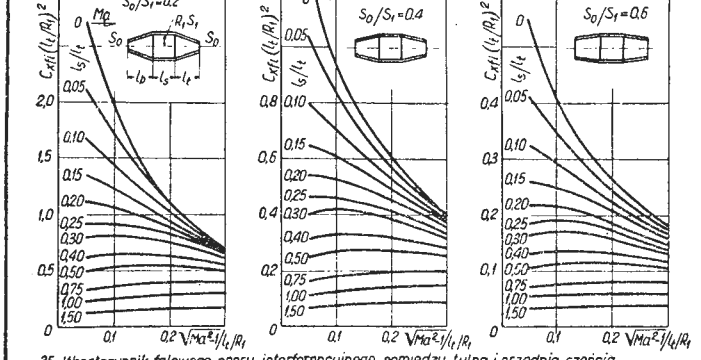
33. Poprawki na współczynnik oporu falowego przedniej i tylnej części kadłuba o przekrojach poprzecznych eliptycznych w stosunku do przedniej i tylnej części kadłuba o przekrojach poprzecznych kołowych - przy zachowaniu równości stosunków S\_0/S\_1 i l^2/S\_1



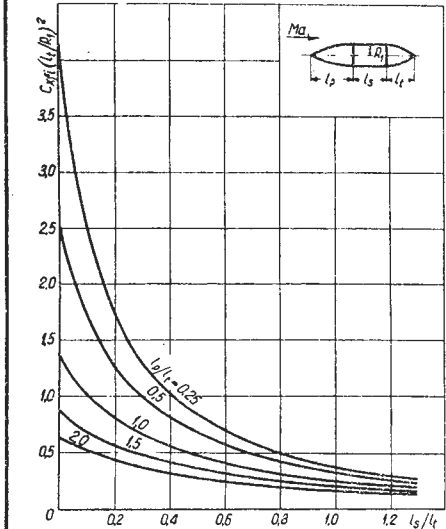
Paraboliczna przednia i tylna część kadłuba



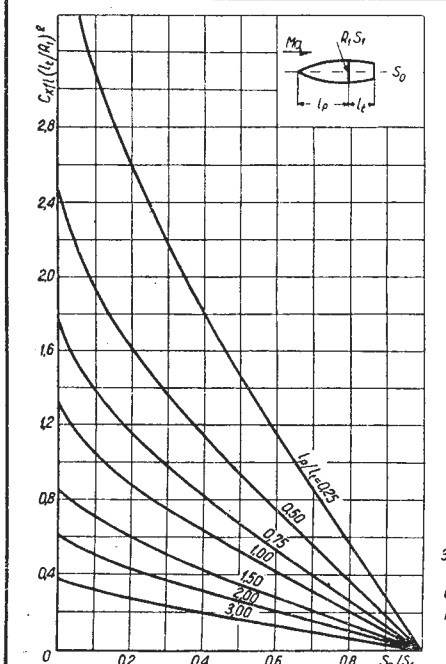
34. Współczynnik falowego oporu interferencyjnego pomiędzy tylną i przednią częścią kadłuba o kształcie podanym na rysunku



35. Współczynnik falowego oporu interferencyjnego pomiędzy tylną i przednią częścią kadłuba o kształcie podanym na rysunku.



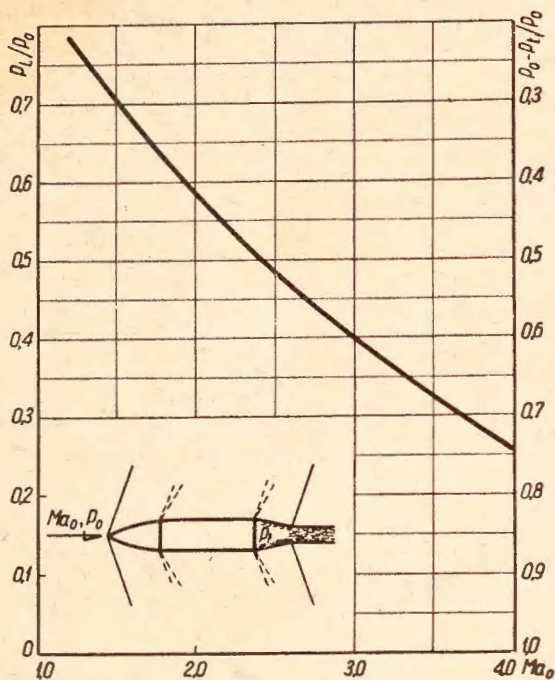
36. Współczynnik falowego oporu interferencyjnego pomiędzy tylną i przednią częścią kadłuba o kształcie podanym na rysunku



37. Współczynnik falowego oporu interferencyjnego między przednią i tylną częścią kadłuba o kształcie podanym na rysunku.

Wykres jest słuszny dla brył, których przednia i tylna część oddzielone są krótką walcową częścią środkową.

Na wykresie l.p. 35 podana jest zależność współczynnika falowego oporu interferencyjnego między przednią stożkową (ściętą) a tylną stożkową (ściętą) częścią kadłuba.



38. Zależność stosunków  $\frac{p_t}{p_0}$  i  $\frac{p_0 - p_t}{p_0}$  od liczby Macha

Podobnie jak wyżej, wartości współczynnika oporu, określone na wykresie, są słuszne w przypadku, gdy przednia i tylna część kadłuba oddzielone są krótką, cylindryczną częścią środkową. W przypadku, gdy obrys przedniej i tylnej części kadłuba jest eliptyczny, zależność między współczynnikiem falowego oporu interferencyjnego a zewnętrznym kształtem geometrycznym kadłuba określa wykres (l.p. 36).

Wykres ten został określony na podstawie teorii brył smukłych bez ostrych załamania, zgodnie z którą współczynnik falowego oporu interferencyjnego jest niezależny od liczby Macha.

Wykres (l.p. 37) określa zależność współczynnika falowego oporu interferencyjnego przedniej części kadłuba o obrysie parabolicznym (ostro zakończonyj) i tylnej części kadłuba o obrysie parabolicznym (ściętej), bez części środkowej, od kształtu geometrycznego kadłuba.

Jak wspomniano poprzednio, na całkowitą wartość współczynnika oporu bryły, znajdującej się w przepływie nadźwiękowym, składa się współczynnik oporu dennego, wynikający z zaburzeń w rozkładzie ciśnień za ostro ściętym dnem bryły.

Współczynnik oporu dennego określa się za pomocą wzoru

$$C_{xd} = \frac{1}{2} \frac{p_0 - p_t}{\gamma Ma^2 p_0}$$

gdzie  $Ma$  — liczba Macha w przepływie niezaburzonym,  
 $p_0$  — ciśnienie statyczne strumienia niezakłóconego,  
 $p_t$  — średnie ciśnienie panujące za dnem bryły,  
 $\gamma$  — wykładnik politropy (1,4).

Zależność stosunków  $\frac{p_t}{p_0}$  i  $\frac{p_0 - p_t}{p_0}$  od liczby Macha  $Ma$  (przepływu

niezakłóconego) określa wykres (l.p. 38). Wykres ten został określony na podstawie prac eksperymentalnych.

Założenia, przy których ważny jest wykres l.p. 38:

- 1) wykres odnosi się do brył bez zwężenia w tylnej części,
- 2) dla małych kątów natarcia,
- 3) punkt przejścia warstwy laminarnej w burzliwą znajduje się na nosku,
- 4) mała grubość warstwy przyściennej w stosunku do średnicy dna,
- 5) zaburzenia przepływu wywołane noskiem bryły są bardzo małe i nie mają wpływu na przepływ w pobliżu przekroju dennego.

Przy tych założeniach ciśnienie dennego ( $p_t$ ) zmienia się w zależności od  $Ma$  i jest niezależne od  $Re$  i długości bryły.

#### Bibliografia:

1. Fiszdron „Mechanika lotu”,
2. „Data Sheets”,
3. Zaks „Podstawy aerodynamiki doświadczalnej”,
4. Sighard i Hoerner „Aerodynamic Drag”,
5. Report NACA nr 236,
6. Wood „Technical Aerodynamic”,
7. Mastynow „Eksperymentalna aerodynamika”,
8. V Zeszyt Prac. Inst. Aerodyn. w Warszawie,
9. Teisseyre „Projektowanie samolotów”.



WARSZAWSKIE BIURO STUDIÓW I PROJEKTÓW TRANSPORTU DROGOWEGO I LOTNICZEGO WARSZAWA UL. WILEŃSKA 10  
 Telefon Centrali: 95041 — 46 Adres telegraficzny: Transprojekt

Wykonuje pełną dokumentację techniczną w zakresie:

- budownictwa mostowego
- obiektów inżynierskich
- budowy dróg i ulic, dróg przemysłowych i placów
- budownictwa samochodowego, jak stacje obsługi, zajezdnie, garaże, motele, zakłady naprawy samochodów i maszyn drogowych, wyposażenia technologicznego itp.
- lotniska z pełnym wyposażeniem
- robót geodezyjnych

Posiada

szereg opracowań typowych i pomocy do projektowania, które można nabyć na miejscu

Wiercenia i badania geologiczne  
 Projekty organizacji i mechanizacji robót

Ekspertyzy i weryfikacje  
 Nadzory autorskie i inwestorskie  
 Studia i prace badawcze w zakresie programowania, projektowania i efektywności inwestycji