

# TECHNIKA LOTNICZA



7

WYDAWNICTWA  
CZASOPIS  
TECHNICZNYCH NCT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

### Stopy magnezu

część XIV

Zebrał i opracował: mgr inż. Andrzej Ciszewski  
mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zeszycie podano dane techniczne dotyczące odlewniczych stopów magnezu.

W tabeli 1 podano skład chemiczny polskich i radzieckich odlewniczych stopów magnezu, w tabeli 2 — skład chemiczny analogicznych stopów amerykańskich.

Kolejna tabela 3 zawiera własności fizyczne i technologiczne polskich odlewniczych stopów magnezu, table 4 i 5 — własności mechaniczne tych stopów w temperaturze otoczenia i w temperaturach podwyższonych. Następne table podają dane dotyczące stopów amerykańskich, a mianowicie tabela 6 — własności fizyczne i technologiczne, tabela 7 — własności mechaniczne w temperaturze otoczenia.

Tabela 1. Skład chemiczny polskich i radzieckich odlewniczych stopów magnezu

Lp	Galunek wg PN-55/H-88030		Odpowiednik wg GOST 2856-55	Składniki stopowe %					Zanieczyszczenia max. %						Przykłady zastosowania	
	Znak	Cecha		Al	Zn	Mn	Si	Mg	Si	Al	Zn	Cu	Fe	Ni		Suma zanieczyszczeń
1	MgSi	ML1	Mn1	—	—	—	10-15	reszta	—	0,2	0,2	0,15	0,15	0,03 (0,01)	0,75 (0,70)	Części nieskomplikowane o wymaganej szczelności pod ciśnieniem.
2	MgMn2	ML2	Mn2	—	—	10-20	—	reszta	0,25 (0,1)	0,2 (0,1)	0,2 (0,05)	0,15 (0,1)	0,15 (0,08)	0,03 (0,01)	1,0 (0,5)	Nieskomplikowane części spawane. Zbiorniki na benzynę, olej. Armatura o podwyższonej odporności na korozję.
3	MgAl3ZnMn	ML3	Mn3	2,5-3,5	0,5-1,5	0,15-0,5	—	reszta	0,25	—	—	0,15 (0,1)	0,15 (0,08)	0,03 (0,01)	0,60 (0,50)	Nieskomplikowane części o wymaganej szczelności, korpusy pomp, armatura.
4	MgAl6Zn2Mn	ML4	Mn4	50-70	20-30	0,15-0,5	—	reszta	0,25	—	—	0,15 (0,1)	0,15 (0,08)	0,03 (0,01)	0,60 (0,50)	Części obciążone statycznie, części samolotów, silników, samochodów, obudowy przyrządów i aparatów.
5	MgAl8ZnMn	ML5	Mn5	75-93 (75-90)	0,2-0,8	0,15-0,50	—	reszta	0,25	—	—	0,15 (0,1)	0,15 (0,08)	0,03 (0,01)	0,60 (0,50)	Silnie obciążone części samolotów, silników, agregatów i przyrządów, korpusy wiertarek, narzędzi ręcznych i pneumatycznych, radioparatura aparaty fotograficzne i t.d.
6	MgAl10ZnMn	ML6	Mn6	90-110 (90-102)	0,0-2,0 (0,6-1,2)	0,10-0,50	—	reszta	0,25	—	—	0,15 (0,1)	0,15 (0,08)	0,03 (0,01)	0,60 (0,50)	Średnio obciążone części różnych aparatów i narzędzi.
7	—	—	Mn5n4	75-90	0,2-0,8	0,15-0,50	—	reszta	0,08	—	—	0,05	0,007	0,001	0,15	

Uwaga: W przypadku różnic w nawiasach podano wielkości wg GOST 2856-55.

Pomocę konstruktorską 11-1/65 zeszyt 1/65 str. 1 akt

#### TRESC ZESZYTU



#### NASZA OKŁADKA

Samolot pasażerski na krótkie trasy — Boeing 737

Do inżynierów i techników polskich	169
S. TOMASZ — Wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu prostych łonek na sprawność wentylatora osiowego	170
J. SKONIECZNY — Zapłonowe świece dużej energii. (dokończ.)	171
Sprostowanie do art. mgr inż. W. Zabkowicza	176
A. GOŁĘDZINOWSKI, J. MADEJ — Analiza przedsięwzięć metodą PERT	177
A. RUDIUK — Kryteria hałasów w lotnictwie na tle hałasów innych środków transportu	133
Nowości techniczne	138
Wiadomości SIMP	193
Notatki ze świata	193
Kronika	194
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa	195
Pomocę Konstruktorską „Techniki Lotniczej” — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI:	Il okł.

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

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61, wewn. 137.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 35, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIX

LIPIEC 1965 R.

ZESZYT 7

## DO INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW POLSKICH!

Naczelna Organizacja Techniczna w porozumieniu z Centralną Radą Związków Zawodowych i Polską Akademią Nauk postanowiła zwołać w dniach 10–12 lutego 1966 roku

### V KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Główny Komitet Organizacyjny Kongresu, w skład którego wchodzi reprezentanci wszystkich zawodów i dziedzin techniki, stowarzyszeń naukowo-technicznych, związków zawodowych i świata nauki, postanowił zwrócić się do ogółu polskich inżynierów i techników z następującym apelem:

Rozwój nauki i techniki we współczesnym świecie wykazuje niebywałe tempo. Dokonuje się prawdziwa rewolucja w konstrukcjach wyrobów, technologii i organizacji wytwarzania. Technika szybko wykorzystuje zdobycze nauki w przemyśle, rolnictwie i usługach.

IV Zjazd Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej podsumował osiągnięcia XX-lecia Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej i uchwalił wytyczne dalszego rozwoju kraju na okres najbliższego pięcioletnia. Uchwały IV Zjazdu PZPR stawiają, jako główne zadania, przyspieszenie tempa nowocześniejszej produkcji, podnoszenie jej jakości, pełniejsze wykorzystanie zdobyczy nauki i techniki w gospodarce narodowej. Plan pięcioletni rozwoju gospodarki narodowej lat 1966–1970, który obecnie jest opracowywany, opiera się o szeroką inicjatywę społeczną, wyrażoną we wnioskach zjazdowych i alternatywnych projektach planów przygotowywanych przez zakłady i terenowe rady narodowe. Inżynierowie i technicy odgrywają w tych pracach istotną i twórczą rolę.

Kongresy techników polskich mają już swoją dobrą tradycję. Zwoływaliśmy je w szczególnie ważnych momentach ubiegłego XX-lecia. Kongresy prezentowały całemu społeczeństwu stanowisko świata technicznego, były wyrazem naszego zaangażowania w budowie socjalistycznej Polski, ustalały obowiązki zawodowe i społeczne ogółu inżynierów i techników, określały miejsce i rolę inteligencji technicznej wespół z klasą robotniczą w wysiłku całego narodu. Chcemy, aby organizowany obecnie V Kongres rozwinął, wzbogacił tę dobrą tradycję.

Chcemy nawiązać przede wszystkim do I Kongresu Inżynierów i Techników Polskich. I Kongres stanowił punkt zwrotny w naszej historii, wysunął i utrwalił nowe idee budownictwa socjalistycznego w Polsce. Obrady I Kongresu charakteryzowała wyjątkowa żarliwość płynąca zarówno z głębokiego patriotyzmu, jak i umiłowania naszego ambitnego i twórczego zawodu.

Z dużego bogactwa problemów, które nurtują dziś polski świat techniczny, na czoło wysuwają się następujące zagadnienia:

- jakość i nowoczesność produkowanych wyrobów,
- organizacja warsztatu twórczej pracy inżyniera i technika oraz jego efektywność,

— kształcenie, rozmieszczenie i wykorzystanie kadr technicznych,

— skuteczniejsze i szybsze wykorzystanie zdobyczy nauki w produkcji.

Na tych problemach, nad konkretnymi sposobami ich rozwiązania w fabrykach, biurach konstrukcyjnych, technologicznych i projektowych, laboratoriach, ośrodkach badawczych, instytutach, a także w zjednoczeniach i ministerstwach, powinny skoncentrować się prace sekcji V Kongresu Techników Polskich. Na obradach sekcji problemowych chcemy doprowadzić do konfrontacji stanowisk i poglądów: producentów i użytkowników, dostawców i odbiorców, naukowców i praktyków.

W przygotowaniu Kongresu szczególną rolę powinny odegrać stowarzyszenia naukowo-techniczne i ich koła zakładowe. Zebrania w zakładach, konferencje terenowe i narady branżowe powinny być źródłem materiałów i wniosków wyjściowych dla prac sekcji i obrad plenarnych V Kongresu. Będą one okazją do umocnienia wzrostu szeregów i aktywizacji ruchu stowarzyszeniowego, do umocnienia jego roli w samorządzie robotniczym i zacieśnienia współdziałania ze związkami zawodowymi.

Apelujemy nie tylko o wkład twórczej myśli technicznej, chcemy, aby była ona szybko realizowana w produkcji. Nasz Kongres powinien być bowiem nie tylko podsumowaniem technicznych koncepcji, lecz również czynów, które liczyć się będą jako realny dorobek gospodarki narodowej w roku 1965, ostatnim roku bieżącej 5-latki.

W głębokim przekonaniu, że cele V Kongresu odpowiadają potrzebom środowisk technicznych w naszym kraju, że Kongres ten może wydatnie przyczynić się do lepszego wykonania stojących przed nami i całym społeczeństwem zadań w latach 1966–1970, że stanie się on bodźcem dla rozwoju nowych koncepcji technicznych w gospodarce narodowej — Główny Komitet Organizacyjny zwraca się z gorącym apelem o współdziałanie wszystkich inżynierów i techników polskich w pracach przedkongresowych, przygotowani i organizacji Kongresu.

**GŁÓWNY KOMITET ORGANIZACYJNY  
V KONGRESU TECHNIKÓW POLSKICH**

Warszawa, 26 stycznia 1965 r.

## Wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu prostych łopatek na sprawność wentylatora osiowego

W pracy poruszono zagadnienie wpływu kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek na sprawność wentylatora osiowego z prostymi łopatkami. Do badań przygotowano trzy komplety łopatek o profilu C4 i kątach wygięcia 24°, 30° i 36°. Linia szkieletowa profilu została wygięta według równania paraboli. Podano również odchyłki wartości kąta spływu strumienia z kierownicy wylotowej wzdłuż promienia, uzyskane na podstawie pomiarów, od wartości obliczonych według wzoru R. A. Howella. Z przeprowadzonych badań wynika, że przy stosunku średnic  $\nu=0,8$  ze wzrostem kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek do 36° sprawność wentylatora osiowego, z prostymi łopatkami wzrasta. Z charakteru otrzymanych krzywych sądzić można, że optymalna wartość tego kąta jest nieco większa od 36°.

Pragnąc uzyskać wysoki spręż z jednego stopnia wentylatora należy stosować możliwie duże wygięcie linii szkieletowej profilu łopatek. Ostatnie badania palisad łopatkowych wykazały, że nawet bardzo silnie wygięte łopatki mogą w pewnych warunkach pracować ze stosunkowo dużą sprawnością.

W literaturze technicznej brak jest wyników badań wentylatorów osiowych o łopatkach prostych, ujmujących wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wieńca wirnika i kierownicy na sprawność wentylatora. Aby więc uzyskać dane o optymalnej wartości kąta wygięcia linii szkieletowej profilu dla wentylatora o łopatkach prostych i o wysokim stosunku średnic  $\nu = 0,8$ , przeprowadzono badania, mające na celu określenie wpływu tego kąta na sprawność wentylatora.

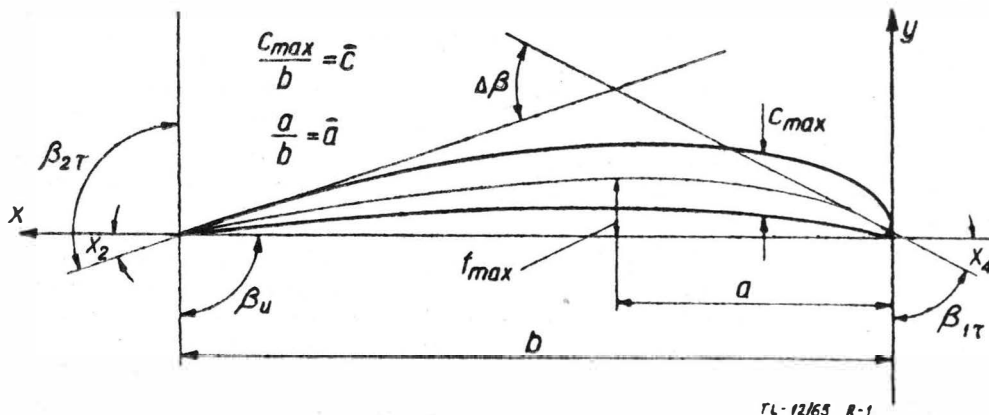
Do ułopatkowania wirnika i kierownicy wylotowej przyjęto profil C4 o znanych własnościach aerodynamicznych.

W ten sposób otrzymano trzy komplety profilowanych łopatek, których dane charakterystyczne ujęto w tabeli.

Jednak kąt wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek nie jest równoznaczny z kątem odchylenia strumienia w kierownicy (rys. 2). W zależności od gęstości ułopatkowania wieńca lub palisady oraz kąta wylotu strumienia z wirnika,

Tabela

$\Delta\beta = \Delta\alpha$	$x_1$	$x_2$	$\bar{a}$	$\bar{c}$	b
24°	16°15'	7°45'	0,4	0,1	50 mm
30°	20°20'	9°40'			
36°	24°30'	11°30'			



Rys. 1

Następnie wygięto go tak, aby otrzymać kąt wygięcia linii szkieletowej profilu równy 24°, 30° i 36°. Wygięcie zostało wykonane według równania paraboli:

$$\frac{1}{y} = \frac{\text{ctg } x_1}{x} + \frac{\text{ctg } x_2}{b-x}$$

gdzie

$$x_1 = \frac{\Delta\beta}{1 + \left(\frac{\bar{a}}{1-\bar{a}}\right)^2}$$

$$x_2 = \frac{\Delta\beta}{1 + \left(\frac{1-\bar{a}}{\bar{a}}\right)^2}$$

przy czym oznaczenia przyjęto zgodnie z rysunkiem 1.

zostaje on odchylony pod kątem różnym (mniejszym) od kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek.

Gęstość ułopatkowania wieńca określono jako stosunek podziarki wieńca na średniej średnicy wentylatora do cięciwy profilu łopatki ( $\tau = t/b$ ).

Dla gęstości ułopatkowania  $\tau = 1$  i kąta wylotu strumienia  $\beta_2$ , na przykład 80°, oraz określonego profilu łopatek, ze wzoru R. A. Howella [lit. 1] na kąt spływu:

$$\sigma = m \cdot \Delta\beta \cdot \sqrt{\tau}$$

gdzie

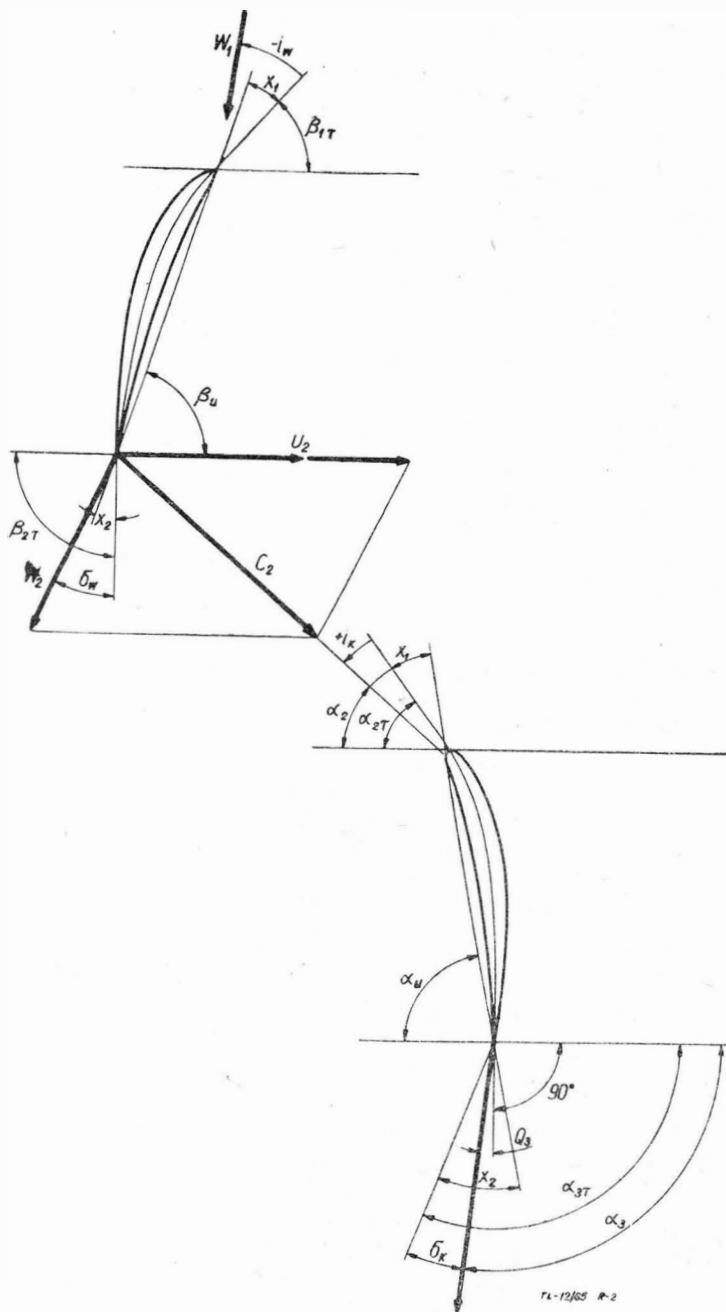
$$m = 0,23 (2 \bar{a})^2 + \frac{90 - \beta_2}{500}$$

wynika 83% wykorzystanie trzydziestosześcioletniowego kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek. Natomiast przy mniejszych wartościach kąta wylotu strumienia oraz mniejszych gęstościach ułopatkowania stopień wykorzystania wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek jest jeszcze mniejszy.

Dla wentylatora o prostych łopatkach i dużym stosunku średnic  $r = 0,8$  w celu określenia różnic w wartościach kąta odchylenia wzdłuż promienia, otrzymanych z pomiarów i obliczonych ze wzoru R. A. Howella, mierzono kąty nachylenia prędkości bezwzględnej za kierownicą wylotową. Otrzymany z pomiarów sondą kąt nachylenia  $\theta_3$  prędkości bezwzględnej za kierownicą wylotową pozwala za pomocą zależności

$$\sigma_k = \alpha_{3t} - 90^\circ - \theta_3$$

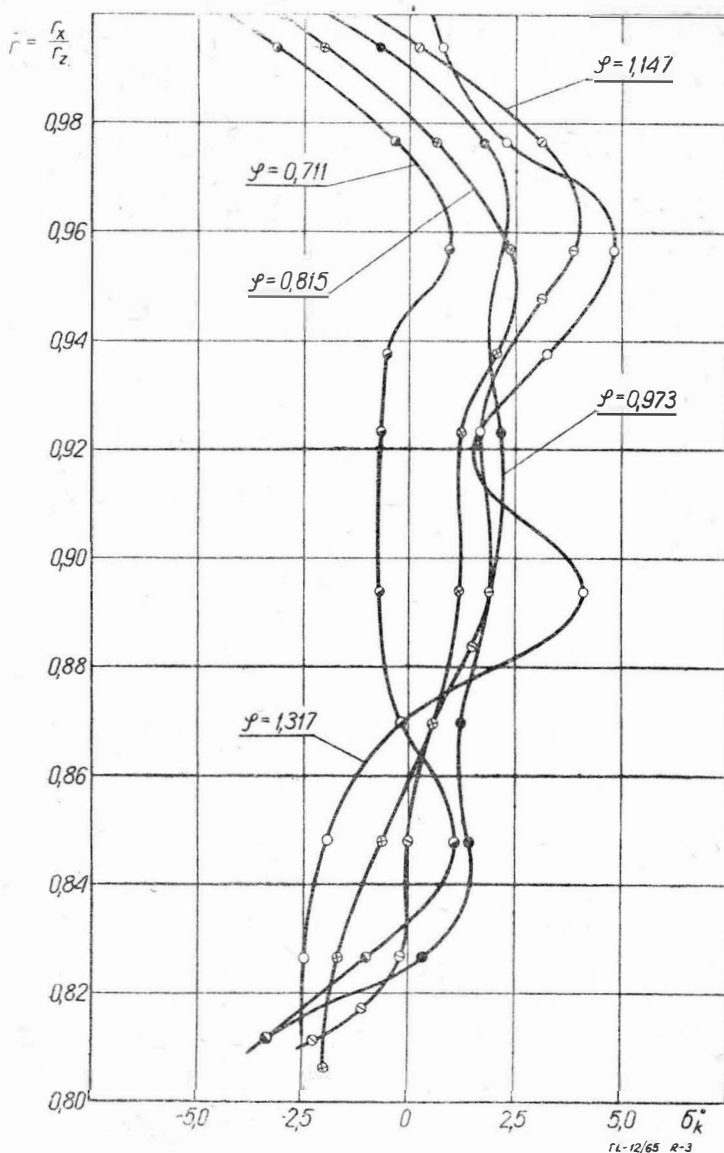
określić kąt odchylenia strumienia  $\sigma_k$  na łopatkach kierownicy wylotowej. Obliczone wartości tego kąta wzdłuż promienia dla kilku wartości współczynnika wydajności  $\varphi$  poda-



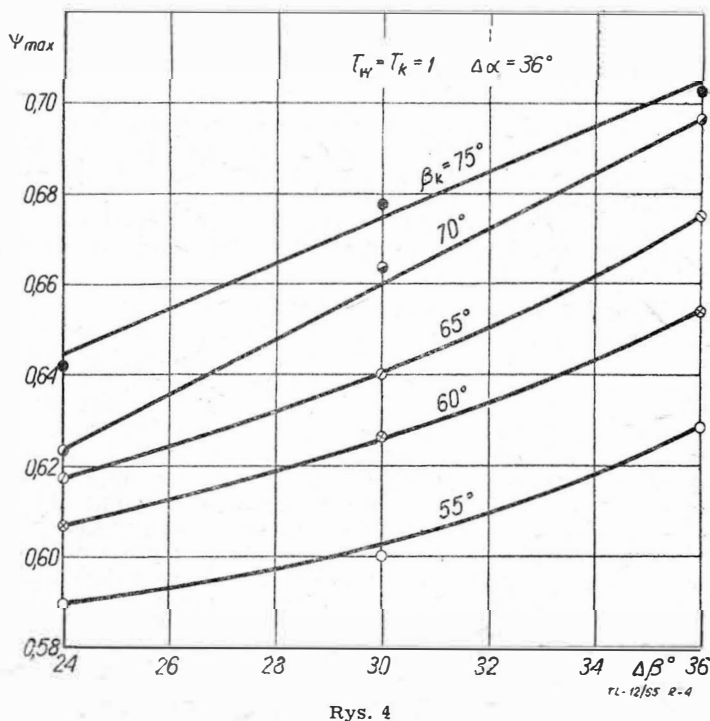
Rys. 2

no na rysunku 3. Kąt odchylenia obliczony na podstawie wzoru R. A. Howella wynosi  $3,53^\circ$  dla przekroju przy piąście,  $3,75^\circ$  na średniej średnicy i  $3,94^\circ$  na zewnętrznej średnicy wirnika. Różnica kątów odchylenia na średniej średnicy wentylatora, otrzymanych z pomiarów i obliczonych ze wzoru R. A. Howella, jest niewielka. Dla dużego zakresu współczynnika wydajności  $\varphi$  nie przekracza ona  $1^\circ$ . Większe różnice występują na zewnętrznej i wewnętrznej średnicy wirnika. Wobec powyższego dopuszczalne jest w danym przypadku korzystanie ze wzoru R. A. Howella przy obliczaniu kątów ustawienia łopatek w wieńcach.

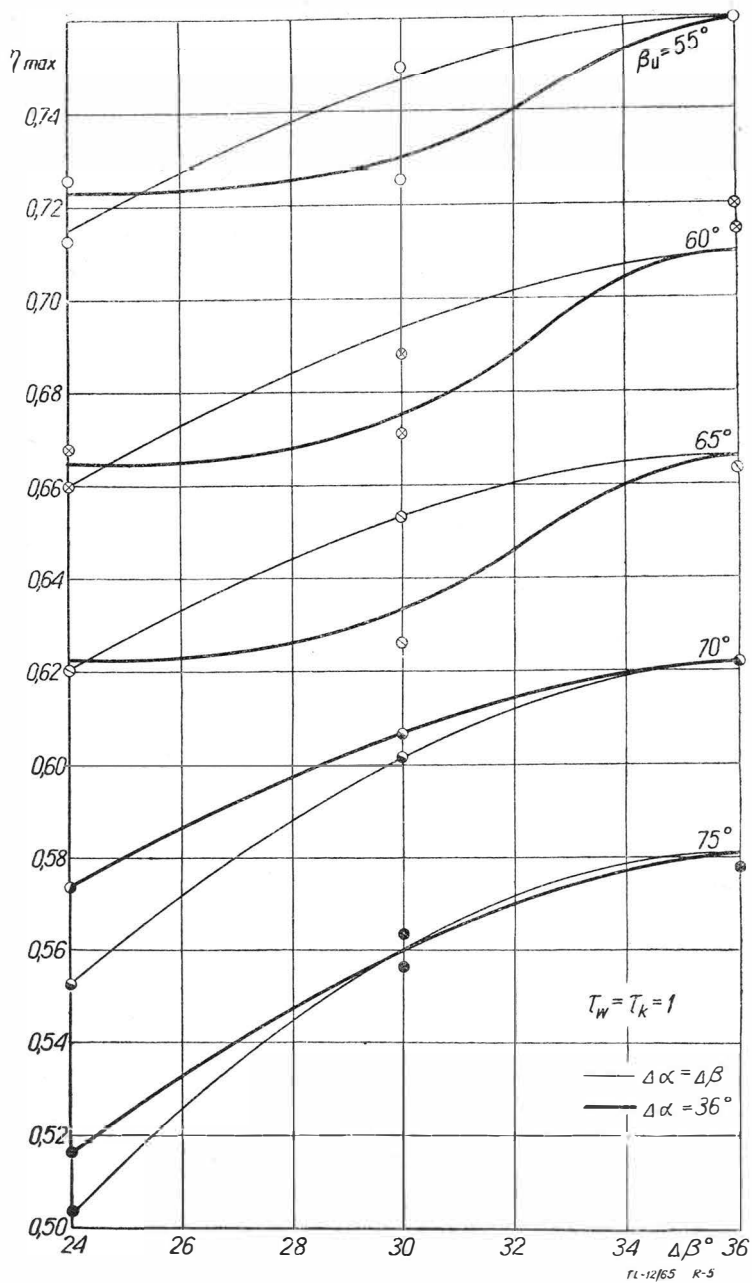
Dla dwóch gęstości ułopatkowania obu wieńców  $\tau_w = \tau_k = 1$  i  $\tau_w = \tau_k = 0,5$  przeprowadzono badania wentylatora przy



Rys. 3



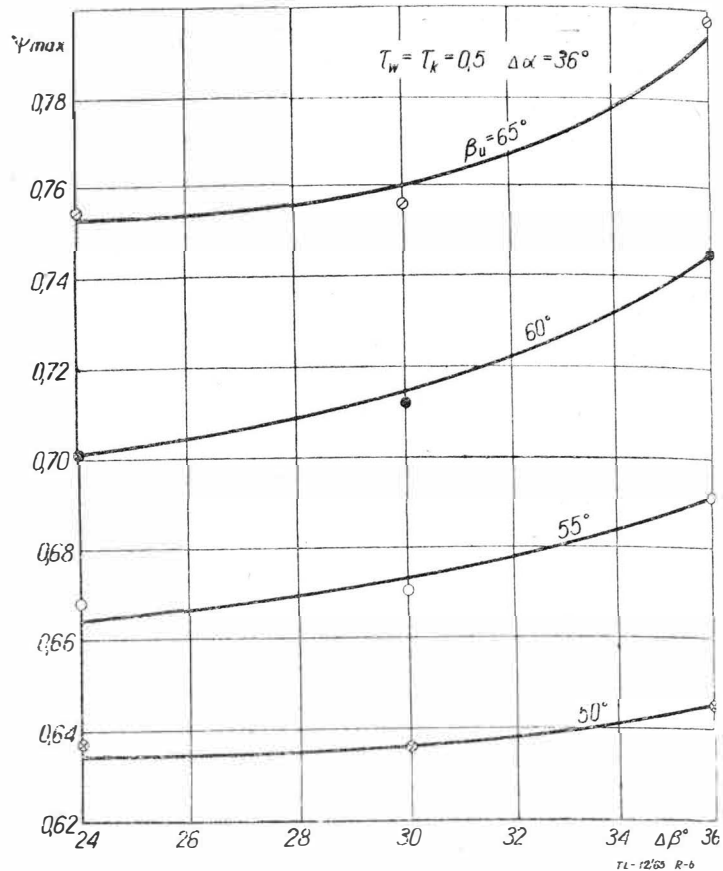
Rys. 4



Rys. 5

różnych kątach wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika, przy czym warunków przepływu przez kierownicę oraz dyfuzor nie zmieniano. Przyjęto kąt wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek kierownicy  $36^\circ$ , zaś kąt ustawienia łopatek w wieńcu taki, aby zapewnić  $10^\circ$  zawirowania strumienia na wlocie do dyfuzora. Ten ostatni warunek zapewniał w danym przypadku najbardziej optymalną współpracę dyfuzora.

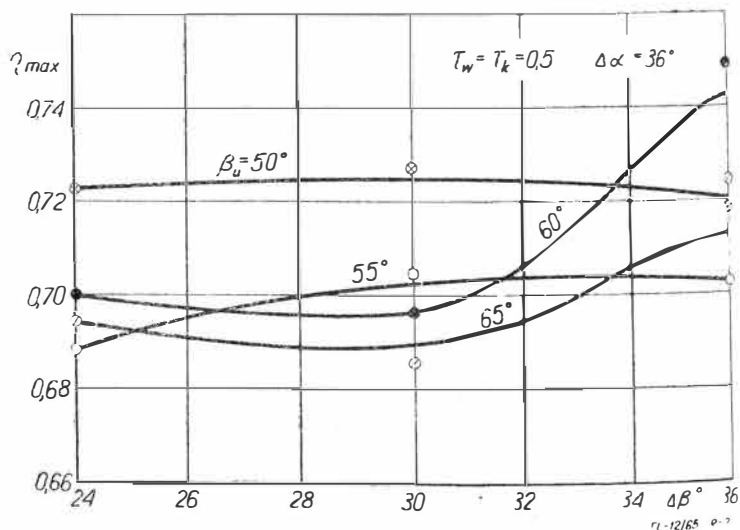
W wyniku badań otrzymano charakterystyki przy różnych kątach ustawienia łopatek wirnika. Na podstawie nich sporządzono rysunki 4, 5, 6 i 7, ujmujące zależność maksymalnych wartości współczynnika przyrostu ciśnienia  $\psi_{max}$  oraz sprawności  $\eta_{max}$  od kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika i ich kąta ustawienia w wieńcu  $\beta_u$ . Z charakteru krzywych na rysunkach 5 i 7 wynika, że przy mniejszych kątach ustawienia łopatek  $\beta_u$  wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika  $\Delta\beta$  na sprawność wentylatora maleje. Krzywe te są bardziej płaskie niż przy większych kątach ustawienia łopatek wirnika, można więc przy niższych wartościach kątów wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek osiągnąć sprawność zbliżoną do optymalnej. Jest to tym bardziej słuszne, im wyższa jest gęstość ułopatkowania wirnika i kierownicy (niższe wartości  $\tau$ ). Dla większych kątów ustawienia łopatek wirnika wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wir-



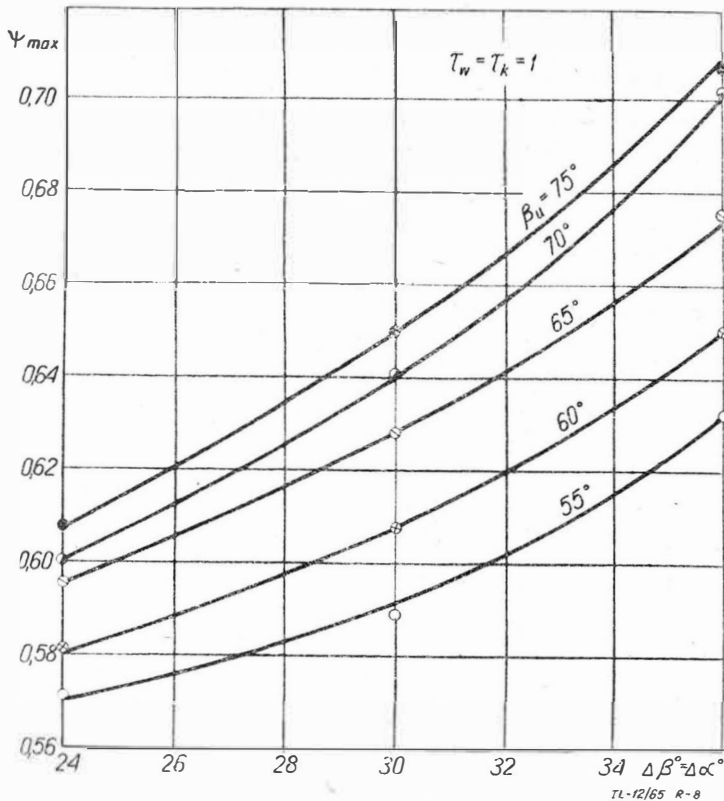
Rys. 6

nika  $\Delta\beta$  wzrasta bez względu na gęstość ułopatkowania wieńca.

Badania, których wyniki w postaci wykresów ilustrują rysunki od 4 do 7, przeprowadzone zostały przy stałym kącie wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek kierownicy  $\Delta\alpha = 36^\circ$  i przy różnych kątach wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika. Dalsze zaś badania przeprowadzono przy różnych kątach wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika i kierownicy, przy czym każdorazowo tym samym kątem wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika odpowiadały te same kąty wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek kierownicy. Gęstość ułopatkowania obu wieńców podczas tych badań wynosiła  $\tau_w = \tau_k = 1$ . Dla zachowania przy tych badaniach podobnych warunków przepływu przez kierownicę i dyfuzor ustalano kąt ustawienia łopatek wirnika taki, ażeby spełnione były przy  $u = \text{constans}$  następujące warunki:



Rys. 7



Rys. 8

1) kąt odchylenia strumienia od kierunku osiowego na wlocie do dyfuzora równy  $10^\circ$ ;

2) stałe prędkości bezwzględne za wirnikiem;

3) zachowanie równości kątów napływu na kierownicę.

Dla łopatek o różnych kątach wygięcia linii szkieletowej profilu i różnych ich ilościach w wieńcu można za pomocą wzoru R. A. Howella oraz zależności wynikających z rysunku 2 i znanej geometrii łopatki ustalić, zachowując wyżej wymienione warunki, kąty ustawienia łopatek wirnika i kierownicy, zapewniające jednakowe kąty wylotu strumienia.

Dla nowych kątów wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek obu wieńców nie można przez zmianę ustawienia łopatek zachować nie zmienionych warunków napływu na wirnik, zapewniając jednocześnie te same warunki przepływu przez kierownicę i dyfuzor.

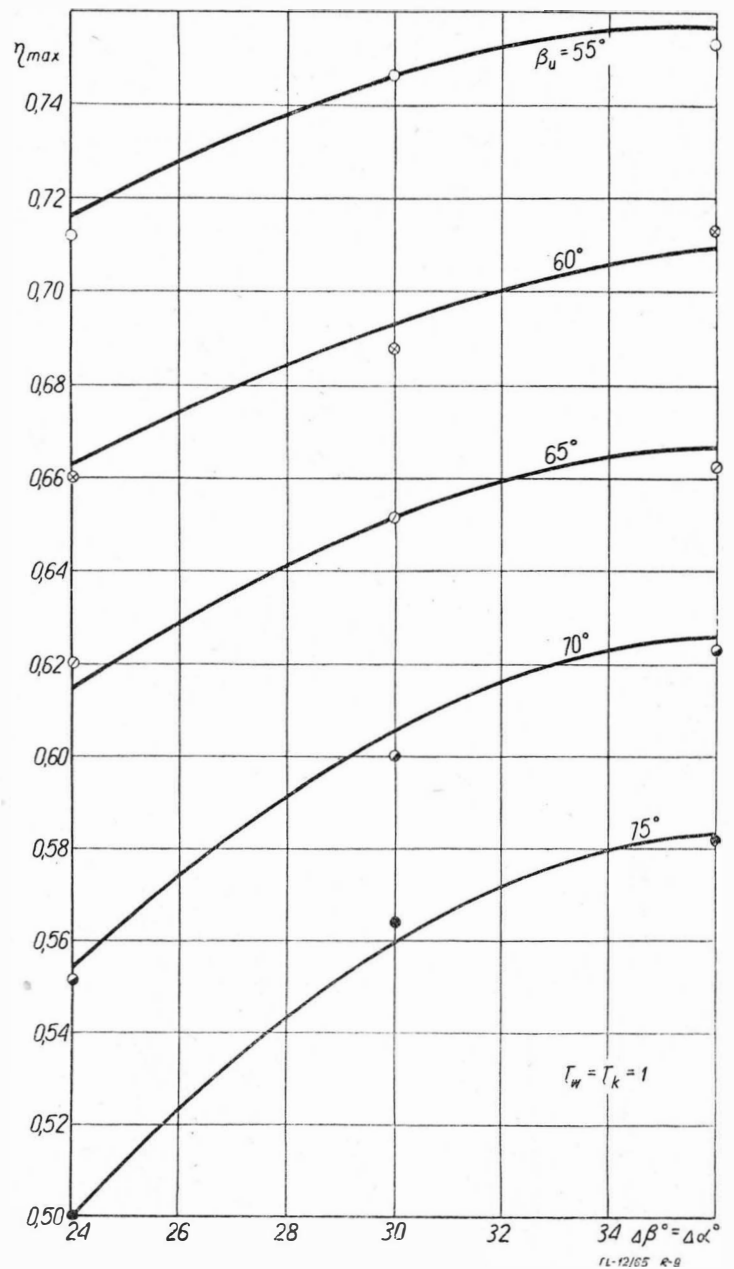
Przez ustawienie łopatek w kierownicy pod kątem obliczonym na podstawie zależności R. A. Howella z uwzględnieniem warunku pierwszego, zaś w wirniku, uwzględniając drugi i trzeci warunek, zapewniono jednakowy przepływ przez łopatki kierownicy i dyfuzor, rezygnując z identycznych kątów napływu na łopatki wirnika.

Na podstawie uzyskanych charakterystyk z badań wentylatora przy tych samych kątach wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika i kierownicy, sporządzono rysunki 8, 9 i 10. Na nich przedstawiono  $\psi_{max}$  i  $\eta_{max}$  jako funkcję kąta wygięcia linii szkieletowej profilu i kąta ustawienia (równoważnego) łopatek wirnika.

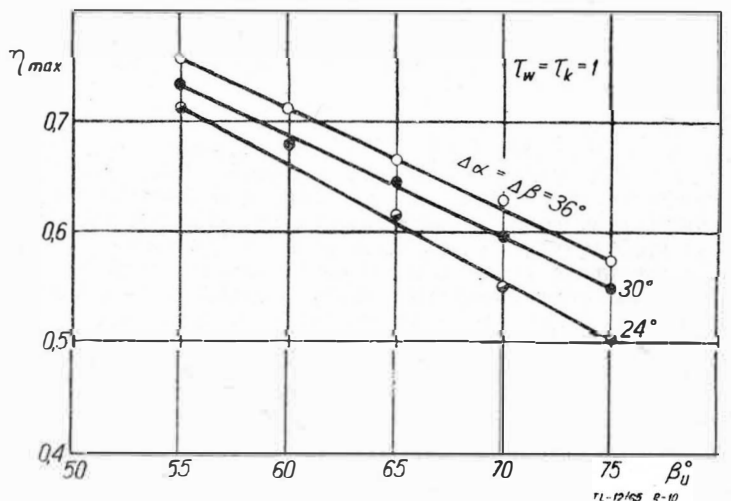
Stosowanie różnych kątów wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika i kierownicy powoduje zmianę charakteru krzywych. Szczególnie wyraźnie występuje to na rysunku 5 dla kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek wirnika  $\Delta\beta = 30^\circ$ , a kierownicy  $\Delta\alpha = 36^\circ$ .

Z przeprowadzonych badań dla ustalenia wpływu kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatek na sprawność jednostopniowego wentylatora osiowego o prostych łopatkach wynika, że przy stosunku średnic  $\nu = 0,8$  ze wzrostem tego kąta do  $36^\circ$  — sprawność wentylatora wzrasta.

Oprócz tego stosunek  $w_2/w_1$ , obliczony na średniej średnicy dla największego kąta wygięcia linii szkieletowej profilu łopatki i dla kąta ustawienia łopatki  $\beta_u = 55^\circ$ , wynosi 0,627. Wartość ta jest większa od granicznej wartości podanej przez H. Marcinowskiego [lit. 2].



Rys. 9



Rys. 10

#### LITERATURA

1. R. A. Howell — „Design of axial compressors”, Proc. Inst. Mech. Engrs, Vol. 153, nr 12, 1945 r.
2. H. Marcinowski — „Optimalprobleme bei Axialventilatoren”, Voith Forschung und Konstruktion H5, 1959 r.

# Zapłonowe świece dużej energii

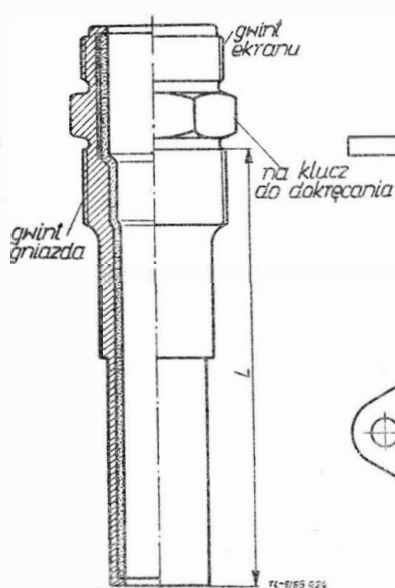
(dokończenie)

W części I artykułu umieszczonej w zeszycie 6165 zostały przedstawione układy zapłonowe, stosowane w silnikach niskoprężnych, oraz rodzaje stosowanych do nich świec dużej energii. W zeszycie bieżącym omówione są szczegóły konstrukcyjne elementów oraz metody sprawdzania świec wybuchowych.

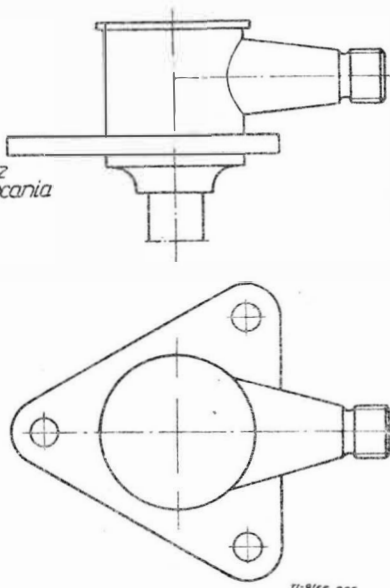
## 10. Elementy świec wybuchowych

### a. Korpus

Korpus świecy może być toczony łącznie z rurką trzpieńnią jako jedna część (rys. 24). Wykonanie to jest jednak bardzo kosztowne, gdyż całość musi być wykonana ze stali żaroodpornej, np. EH20N80. Korpus świecy musi posiadać uchwyt mocujący na silniku. Jest to albo nacięty gwint, jak na rys. 24, odpowiadający narzuconemu gwintowi gniazda, przeważnie M18x1, lub kołnierz do przykręcenia śrubami,



Rys. 24. Korpus świecy całkowitej



Rys. 25. Korpus świecy z kołnierzem mocującym

zgodnie z rys. 25 lub nakrętka z gwintem gniazda, np. M33, jak na rys. 20. Każdy korpus musi być zaopatrzony również w gwint dla podłączenia ekranu przewodu dużej energii, oczywiście w odniesieniu do świec lotniczych. Gwintem normalnym, powszechnie stosowanym do tego celu jest M18x1. W przypadku świecy prostej, jak na rys. 24, sześciokąt posiada rozwartość klucza przeważnie 19 mm. Korpusy świec częściowych lub całkowitych dwuczęściowych pokazane były na rys. 18 i 19.

Korpusy świec, poza toczonymi, mogą być również prasowane z blachy, a następnie lutowane. Technologia ta umożliwia uniknięcie lutowania oddzielnego bocznika (rys. 20), lecz wymaga elementu ceramicznego łukowego (rys. 21), trudnego w wykonaniu.

W każdej z wersji korpus świecy musi być przystosowany do wprowadzenia i odpowiedniego umocowania elementów izolacyjnych — ceramicznych.

### b. Elementy ceramiczne

Ceramika świec rzutuje zasadniczo na możliwości wykonania i jakości świec. Jest to element, z którym były trudności od chwili wprowadzenia świec zapłonowych w ogóle, to jest od roku 1860.

Początkowo stosowano jako tworzywo na izolację ciek-

tryczną porcelaną stołową, następnie mikę. Materiały te nie zadowalały jednak wymagań związanych ze stałym wzrostem stopnia sprężania w silnikach oraz obciążeń cieplnych. Wyraźniejszy postęp zaznaczył się od pierwszej wojny światowej, gdy wprowadzono masy skaleniowo-kwarcowe. Izolatory takie miały jednak zbyt jeszcze małą odporność dielektryczną oraz pękały. To zmusiło do stosowania nowego tworzywa — mas mulitowych, które również nie spełniły zadania w silnikach bardziej odpowiedzialnych. Od roku 1930 nastąpił zasadniczy przewrót w tej dziedzinie. Niemcy wprowadzili masę korundową —  $Al_2O_3$ , mającą doskonałe własności dielektryczne, mechaniczne, o dużym przewodnictwie cieplnym i współczynniku rozszerzalności stosunkowo niewiele odbiegającym od współczynnika stali. Masę tę zastosowano w izolatorach o nazwie „Sintox”. Od tego faktu światowy rynek przeszedł prawie wyłącznie na masy korundowe, spełniające wszelkie wymagania stawiane świecom pracującym w najbardziej trudnych warunkach. Dla orientacji, w tabeli 2 podano w zestawieniu najważniejsze własności różnych tworzyw stosowanych na izolatory do świec zapłonowych. Z zestawienia tego widoczny jest wyraźny postęp w osiągnięciu niezbędnych własności tworzyw izolatorów.

W kraju produkowano izolatory świec wyłącznie z miki aż do 1939 roku. Wszelkiego rodzaju próby opanowania produkcji izolatorów ceramicznych nie dały wyników. Dopiero w roku 1958, dzięki operatywności Instytutu Lotnictwa oraz zastosowaniu wynalazku polegającego na dodawaniu alkoholu poliwinylowego w czasie produkcji elementów z ceramiki wysokokorundowej, opanowano to zagadnienie i rozpoczęto produkcję izolatorów korundowych.

Dodatek alkoholu do masy korundowej pozwala na wykonywanie kształtek izolatorów przez jej utwarzanie jeszcze przed ostatecznym wypałem. Początkowo stosowano uciążliwą, tradycyjną metodę wypalania płoszek. Obecnie dalszym usprawnieniem jest przejście na metodę wtrysku, dzięki czemu otrzymuje się gotową do ostatecznego wypału kształtkę z utrzymaniem tolerancji do 0,1 mm wymiarów geometrycznych elementu.

Tabela 2  
Porównanie własności mas ceramicznych

Własności izolatorów lub masy	Porcelana	Mika	Skaleniowa	Mulitowa	Korundowa
Cieciar właściwy [G/cm <sup>3</sup> ]	2,4	2,5-3,2	2,5	2,9	3,3
Wytrzymałość na zginanie [kG/cm <sup>2</sup> ]	410	—	700	870	2500
Wytrzymałość na ściskanie [kG/cm <sup>2</sup> ]	3250	—	9160	9300	23000
Moduł sprężystości 10 <sup>9</sup> [kG/cm <sup>2</sup> ]	0,84	—	1,1	1,47	3,22
Przewodnictwo cieplne [kcal/cm sek °C]	0,003	0,0008-±0,0004	0,0043	0,0055	0,0086
Współczynnik rozszerzalności 10 <sup>-6</sup> m/m °C	6,4	—	4,6	4,7	8,5
Wytrzymałość na przebicie kV/mm	—	ogromna rozpiętość	—	—	16
Porowatość względna %	—	—	—	—	0,8
Nasiakliwość %	—	—	—	—	0
Temperatura topienia °C	—	maks. 1200	—	—	—



Masa korundowa stosowana w kraju do produkcji izolatorów świec oraz elementy z niej wykonane mają następujące własności:

Zawartość  $Al_2O_3$  — min 92%.

Nasiąkliwość wodna — 0,00÷0,005%.

Wytrzymałość na ściskanie — 10 000 kG/cm<sup>2</sup>.

Porowatość — 0,00.

Wytrzymałość na zginanie — 2000 kG/cm<sup>2</sup>.

Ciężar właściwy — 3,5 G/cm<sup>3</sup>.

Skurczliwość — 13,5%.

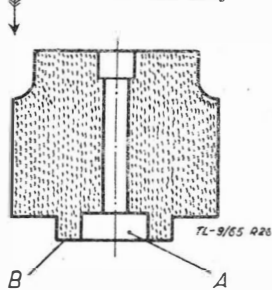
Odporność termiczna — 700÷1000 °C.

Współczynnik rozszerzalności  $(5\div 10) \cdot 10^{-6}$  — m/m °C w zakresie 20÷100 °C.

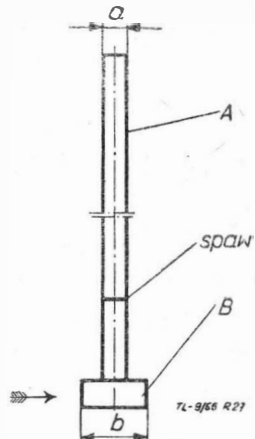
Wytrzymałość na przebicie —  $\geq 12$  kV/mm.

Świeca wybuchowa powinna posiadać izolator ceramiczny zasadniczo wykonany według rys. 24, to jest powinien on

Rys. 26. Ceramiczny izolator końcowy



Rys. 27. Elektroda środkowa świecy



być jednoczęściowy. Daje to gwarancję pewności działania świecy i wyklucza jakiegokolwiek upłynności ładunku. Ze względu jednak na trudność utrzymania wymaganego kształtu i tolerancji elementu ceramicznego w trakcie jego produkcji izolacja świecy składa się zasadniczo z paru elementów. Szczególnie konieczne to jest przy świecach długich, to jest o wymiarze L (rys. 24), powyżej 50 mm, który decyduje o przystosowaniu świecy do danego typu silnika. Wówczas elementy te są łączone ze sobą, na przykład odpowiednim szkłem (Pyrex); w czasie montażu trzpienia według rys. 24 szkło to, wtapiane między elementami, spełnia również rolę uszczelniacza. Z tego ostatniego względu izolatory posiadają zróżnicowanie średnic „A”, przestrzenie między którymi wypełnia się szkłem. Jako uszczelniacz może być również stosowane specjalnie do tego tylko celu przeznaczone tworzywo odporne na wysoką temperaturę.

Korpus świecy częściowej (rys. 19) posiada izolator w kształcie rurki. Ważna jest w tym przypadku długość nakrywania się „A” obu izolatorów, ze względu na ewentualne powierzchniowe przebicie lub upłynność ładunku. Izolator końca świecy od strony elektrod jest zwykle elementem oddzielnym o odpowiednim kształcie dla osadzenia elektrod. Izolator ten pokazano na rys. 26. Wybrania „A” przeznaczone są dla elektrod pierścieniowej i środkowej, powierzchnia „B” — dla nałożenia półprzewodnika. Trudny do wykonania jest izolator dla świecy kątowej (rys. 20) ze względu na znaczną różnicę średnic, jak również izolator według rys. 21. W tych ostatnich przypadkach niesłychanie pomocna okazała się metoda wtrysku.

### c. Półprzewodnik

Elementy półprzewodzące na bazie ceramicznej stanowiące odrębne wkładki — patrz rozdz. 9, rys. 23 — są to jednorodne spieki ceramiczne bądź elementy z nałożoną na czoło warstwą półprzewodnika. Bliższego omówienia wymaga natomiast sposób nałożenia warstwy półprzewodzącej bezpośrednio na elementy świecy według rys. 22.

Istnieją dwie metody nakładania tej warstwy: „na zimno” i „na gorąco”. W obu przypadkach nakładana jest mieszanka tlenku miedzi  $Cu_2O$  ze szkłem wodnym. Przy nakładaniu „na zimno” mieszanka zostaje wciśnięta między elektrody, a następnie w odpowiedni sposób wysuszona, wskutek czego twardnieje i tworzy zwartą warstwę. Półprzewodnik wykazuje jednak wówczas tendencję do wykrusza-

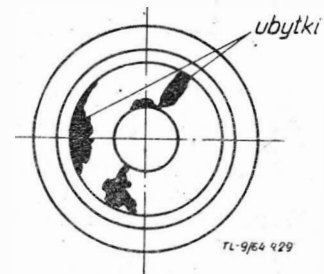
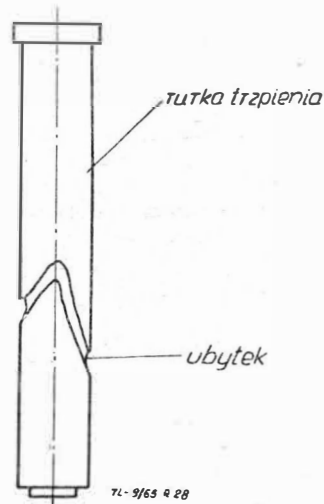
nia się podczas pracy oraz zmiany struktury w czasie. W znacznym stopniu eliminuje te wady metoda nakładania „na gorąco”. Metoda ta, zgłoszona przez Instytut Lotnictwa jako wynalazek stosowana jest od 1962 r. Polega na nałożeniu mieszaniny półprzewodnika, jak poprzednio, a następnie stopieniu go w piecu indukcyjnym. W wyniku otrzymuje się jednorodną, trwałą warstwę związaną zarówno z podłożem ceramicznym, jak i metalowym. Przy prawidłowo nałożonym półprzewodniku między elektrody odległe od siebie o 1,5, mm, wartość napięcia pierwszego przebiecia wynosi 1000÷1800 V, natomiast normalnej pracy 100÷500 V (własności układu podano uprzednio). Temperatura pracy półprzewodnika może wynosić do 1000 °C.

### d. Elektrody

Elektroda środkowa ze względów ekonomicznych wykonywana jest z zasady jako łączona z dwóch materiałów według rys. 27. Część „A” wykonana jest ze stali takich, jak 1H18N9T, natomiast część „B” — pracująca — z wolframu lub materiału zastępczego, jak na przykład ze stali EJ437B. Średnica elektrody „A” powinna być możliwie duża (w praktyce 2,5÷3 mm) ze względu na możliwość lepszego uszczelnienia przy elektrodzie, które to uszczelnienie decyduje o szczelności całej świecy<sup>1)</sup>. W tych ostatnich szczelność decyduje o wartości cieplnej świecy oraz ma poważny wpływ na proces spalania w związku z ewentualnym spadkiem ciśnienia wskutek braku szczelności świecy. Średnica „B” wynosi około 4 mm.

Elektroda boczna lub pierścieniowa wykonywana jest zawsze jako odrębny element ze względów jak wyżej. W nielicznych przypadkach elektrodę boczną stanowi materiał rurki trzpienia. Materiałem na odrębną elektrodę boczną jest możliwie czysty nikiel, np. odporny na erozję NiE.

Rys. 28. Uszkodzenie trzpienia świecy wskutek drgań



Rys. 29. Uszkodzenie świecy wskutek wykruszenia półprzewodnika

### e. Wypełniacz

W świecach kątowych korpus musi być wypełniony materiałem izolacyjnym w miejscu, gdzie elektroda środkowa jest pozbawiona osłony ceramicznej. Izolacją taką jest silikonowy wypełniacz odporny na temperaturę do 220 °C. Mieszaninę silikonową opracował po raz pierwszy w Polsce i zastosował do świec Instytut Lotnictwa w 1960 r. Skład wypełniacza jest następujący:

Silopren	50,7%
Naftalen	2,7%
Kreda	29,4%
Biel cynkowa	8,4%
Nadtlenek benzoilu	8,8%

Wypełniacz w stanie ciastowatym wciska się do korpusu, a następnie wulkanizuje w temperaturze 165 °C. Po wulka-

<sup>1)</sup> Szczelność świec wybuchowych nie odgrywa tak zasadniczej roli, jak w świecach iskrowych, stosowanych w silnikach tłokowych

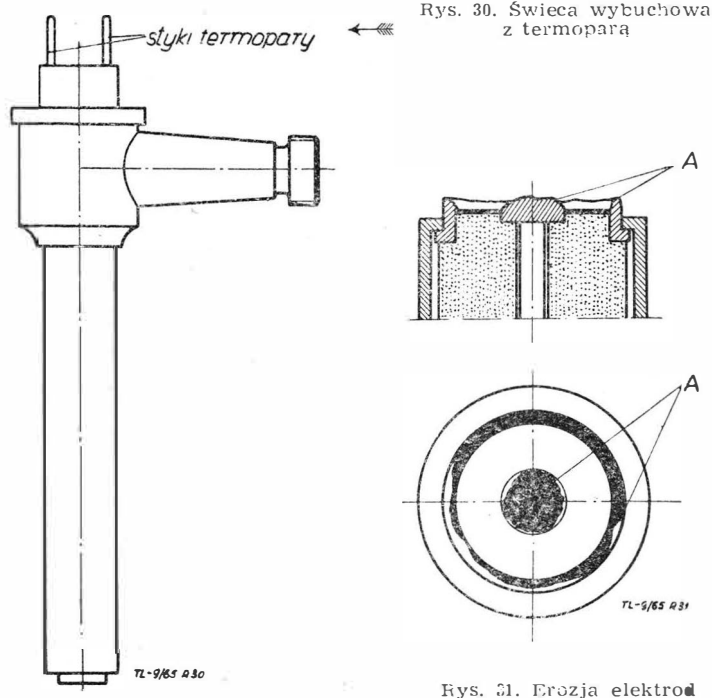
nizacji wypełniacz przedstawia masę gąbczastą, elastyczną, stanowiącą doskonałą izolację elektryczną.

Wypełniacz całkowicie zapobiega przebiegom na skutek jonizacji, jaka mogłaby mieć miejsce przy lotach na znacznych wysokościach.

## 11. Usterki świec wybuchowych

Świece wybuchowe w zastosowaniu do silników turbiny mają znaczną żywotność, o czym mowa już była w p. 8. Praktycznie okres pracy świec wynosi 200—400 godzin pracy silnika, jednak wytrzymuje ona kilkakrotnie większą ilość godzin, a ilości wyładowań niektórych egzemplarzy dochodzą do kilkuset tysięcy.

Ograniczenie okresu pracy oraz niejednokrotne zachowanie się w eksploatacji uwarunkowane jest występowaniem



Rys. 30. Świeca wybuchowa z termoparą

Rys. 31. Erozja elektrod

dwóch podstawowych usterek, jakie zdarzają się w praktyce. Usterkami tymi są: odpryski półprzewodnika i erozja elektrod.

Odpryski półprzewodnika mogą być spowodowane wadliwą eksploatacją bądź niewłaściwym nałożeniem warstwy. Wadliwa eksploatacja, na przykład uszkodzenie mechaniczne przed zamontowaniem świecy do silnika, może doprowadzić do odprysnięcia częściowego lub całkowitego półprzewodnika, lub konstrukcja silnika pozwalająca na ocieranie (stukanie) trzpienia świecy o części stałe silnika. Uszkodzenie bezpośrednie wskutek tej ostatniej przyczyny pokazuje rys. 28. Na rurze trzpienia widoczne jest wklęsnięcie. Wtórny uszkodzeniem natomiast jest wykruszenie półprzewodnika, widoczne na rys. 29. Świadczy ono o niesłychanej intensywności uderzeń-drgan w czasie pracy, które

dały tego rodzaju skutek, nieosiągalny na przykład przez rzucanie świecy na twarde podłoże.

Inną, często spotykaną przyczyną uszkodzeń, na którą normalnie nie zwraca się uwagi, jest zły dobór umiejscowienia świecy, ze względu na panującą w jej otoczeniu temperaturę. Temperatura otoczenia końcówki świecy (elektrod) powinna wynosić 450—650 °C. Przy wyższych temperaturach, w których na trzpieniu występują barwne naloty, istnieje możliwość uszkodzenia półprzewodnika i całej świecy. Temperatury te sięgają wówczas wartości 700—1100 °C i więcej. Dla określenia prawidłowości umiejscowienia świecy, to jest doboru wartości temperatury panującej w otoczeniu końca świecy w czasie jej pracy, należy stosować odpowiednią dla danego typu silnika świecę z termoparą, dzięki której można ściślej określić wartość temperatury otoczenia. Świecę taką pokazano na rys. 30. Tego samego rodzaju przyczyną może być chwilowe podwyższenie temperatury wskutek wadliwie działającego układu sterowania silnika. Niewłaściwe nałożenie półprzewodnika daje takie same efekty (rys. 29). Bezpośrednim powodem uszkodzeń może być niedostateczne oczyszczenie powierzchni pod warstwą półprzewodnika (np. zarysowanie grafitem, zacieki szkła itp.), wskutek czego wyładowanie następuje pod warstwą, a nie na jej powierzchni. To prowadzi do wykruszenia i wyrzucenia półprzewodnika. Innym powodem może być niedostatecznie stopiony półprzewodnik w piecu indukcyjnym przy nakładaniu lub pozostawieniu porów wewnątrz warstwy. Przy odpowiednim opanowaniu nakładania ewentualności te są do uniknięcia.

Inny charakter mają uszkodzenia świec wskutek wystąpienia erozji elektrod (rys. 31). Erozja „A” wiąże się z wadliwie dobranym materiałem elektrod lub z zanieczyszczeniami materiału. Również pewien wpływ ma podwyższenie temperatury pracy, o czym była już mowa.

Jeżeli zachodzi erozja elektrod, to dotyczy to przede wszystkim elektrody środkowej.

## 12. Wnioski

W wyniku powyższych rozważań można stwierdzić, że postęp w dziedzinie świec zapłonowych nie ograniczył się do ulepszenia i wytwarzania nowego typu układu zapłonowego i świec, ale również zmusił inne gałęzie przemysłu do współpracy dla doprowadzenia i osiągnięcia ostatecznych efektów. Efekty te zostały uwieńczone pozytywnymi wynikami nie tylko w świecie, ale również i w kraju. Dziwnie się jednak wydaje, że wyniki wieloletnich prac i trudów nie zostały w pełni dotąd wykorzystane, na przykład nie zastosowano ceramiki korundowej o wysokiej jakości do wyrobu świec dla przemysłu motoryzacyjnego. Do chwili obecnej przemysł nasz trzyma się kurczowo mas ceramicznych sprzed lat 1930-tych, czego nie tłumaczą również i względy ekonomiczne. Koszt bowiem wykonania dobrej ceramiki korundowej jest tego samego rzędu co i innych, a jeśli uwzględnić czynnik jakości i związane z tym przedłużenie żywotności świec, to opłacalność tej zmiany będzie oczywista.

## LITERATURA

1. M.T.Z. 1963, zeszyt 9, str. 291
2. M.T.Z. 1963, zeszyt 12, str. 439
3. I.M.O. Sprawozdanie nr 213
4. Technika Lotnicza 1949 r., zeszyt 4, str. 140.

## SPROSTOWANIE

Do artykułu mgr inż. W. Ząbkowicza pt. „Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie”, zamieszczonego w nr 3/65 „Techniki Lotniczej”, wkradły się następujące błędy:  
str. 71 pod rys. 11 ab podpis powinien brzmieć „Różniczkowanie napięć”, a pod rys. 12 ab „Całkowanie napięć” (wydrukowano odwrotnie).

W tabeli 3a, na str. 73 powinno być „Uchyb w % przy temp.” — a nie „Uchyb przy temp.”,

str. 70 w wierszu piątym jest: ze względu na dużą stratę nieczułości — powinno być: ze względu na dużą strefę nieczułości.

## Analiza przedsięwzięć metodą PERT

### Wprowadzenie

System planowania, analizy i oceny przebiegu przedsięwzięć techniczno-organizacyjnych PERT (Program Evaluation and Review Technique) powstał w USA dla projektu Fleet Ballistic Missile [1]. Wykonanie projektu FBM było dokładnie zaplanowane w tradycyjny sposób, ale w miarę realizacji następowała rozbieżność pomiędzy planem a wykonaniem. Zastosowanie PERT-u pozwoliło na właściwą ocenę i analizę spodziewanych czasów wykonania poszczególnych etapów projektu oraz umożliwiło efektywne kierowanie realizacją projektu. Często sukces projektu FBM jest przypisywany wyłącznie zastosowaniu systemu PERT przy jego realizacji. Nie umniejszając roli PERT-u trzeba zauważyć, że na powodzenie FBM złożyły się dwa czynniki: powodzenia w rozwiązaniach technicznych i właściwy system zarządzania. Metoda PERT była główną częścią systemu zarządzania, a zalety, jakie wykazała, w pełni przyczyniły się do sukcesu całego przedsięwzięcia. Warto także przypomnieć, że w projekcie FBM koszty nie odgrywały głównej roli, ważne było wykonanie przedsięwzięcia w określonym czasie.

Dalszy rozwój zastosowań PERT był szybki — szczególnie w dziedzinie przedsięwzięć militarnych. Metoda ta została wykorzystana przy projektach takich jak: Nike-Zeus, Pershing, Hawk, Minuteman, Skybolt, B-70 i innych. Metoda PERT zastosowała także do swych prac NASA, a rząd amerykański wprowadził ją jako obowiązek przy realizacji projektów typu wojskowego. Od wojska PERT został przyjęty przez różne gałęzie przemysłu cywilnego i wykazuje tendencje do bardzo szybkiego rozprzestrzeniania się na coraz to nowe dziedziny. Powstało szereg odmian (około 30 różnych nazw) wydaje się jednak, że podstawowy algorytm nie został zmieniony. Często jest on okrojony przerażając się w metody CPM (Critical Path Method) lub rozbudowany poprzez dodanie elementów optymalizacji, jak na przykład w metodzie RAMPS (Resources Allocation and Multiproject Sheduling). Od swego powstania metoda PERT związana była z maszynami cyfrowymi (dla FBM wydzielona była specjalnie dla PERT maszyna NORC w Ośrodku Naval Proving Grounds), powstało szereg programów, niektóre z nich są w stałej eksploatacji w ośrodkach obliczeniowych w Polsce.

Według współautorów metody PERT firmy Booz Allen and Hamilton (raport z 1962 roku o zastosowaniach PERT [2]) 65% badanych przedsiębiorstw używało metody tej do projektów wojskowych, 15% do projektów wojskowo-cywilnych, zaś 20% do projektów cywilnych. W tej ostatniej grupie PERT był stosowany głównie (85% wszystkich zastosowań) do zagadnień takich jak: prace badawcze, konstrukcyjne, projektowe, uruchomienie nowych obiektów i wyrobów, planowanie remontów. Oszczędności uzyskane dzięki zastosowaniu PERT w tych dziedzinach zawierały się:

- oszczędności czasu od 22% do 37%,
- oszczędności pieniężne od 100 000 \$ do 1 000 000 \$.

### Przedstawienie metody

Model projektu jest zespołem elementów zwanych zdarzeniami<sup>1)</sup> i czynnościami. Aby zbudować model projektu, należy określić wzajemne powiązania pomiędzy czynnościami, a następnie przedstawić je w formie graficznej. W powstałej w ten sposób sieci powiązań czynności będą przedstawione odcinkami skierowanym. Początki i końce tych odcinków zwane są zdarzeniami, do każdego z nich przyporządkowana jest liczba całkowita nieujemna — numer zdarzenia ( $i \geq 0, j \geq 0$ ). Zdarzenie początkowe zwane jest zda-

<sup>1)</sup> W niektórych publikacjach polskich używa się zamiast „zdarzenia” określenia „fakt”. Wynika to chyba z niefortunnego przetłumaczenia „event” w dokumentacjach angielskich programów maszyny NE 803 w ośrodku Instytutu Elektrotechniki.

rzeniem poprzedzającym, zdarzenie końcowe — zdarzeniem następującym. Strzałka wskazuje, że czynność musi być wykonana w określonym porządku podyktowanym przez projekt. Realizacja czynności może być zaczęta dopiero wtedy, gdy wszystkie bezpośrednio poprzedzające ją czynności zostały zakończone. Z każdą czynnością związana jest nieujemna liczba całkowita  $d_{ij} \geq 0$ , która określa czas trwania czynności ( $i, j$ ).

Oznaczamy:

- $t_i$  — najwcześniejszy czas dla zdarzenia  $i$ ,
- $T_i$  — najpóźniejszy czas dla zdarzenia  $i$ .

Zakładając, że dla pierwszych zdarzeń najwcześniejszy i dla ostatnich zdarzeń planowany najpóźniejszy czas jest podany, możemy określić:

$$t_j = \max(t_i + d_{ij}) \quad [1]$$

dla wszystkich czynności, które mają zdarzenia następujące  $j$

$$T_i = \min(T_j - d_{ij}) \quad [2]$$

dla wszystkich czynności, które mają zdarzenia poprzedzające  $i$ .

Dla czynności ( $i, j$ ) możemy określić:

- $t_i$  — najwcześniejszy czas zaczącia,
- $t_i + d_{ij}$  — najwcześniejszy czas zakończenia,
- $T_i$  — najpóźniejszy czas zakończenia,
- $T_j - d_{ij}$  — najpóźniejszy czas zaczącia,
- $T_j - t_i - d_{ij}$  — całkowity zapas czasu.

Jeżeli zapas czasu jest równy zeru lub ujemny, czynność ( $i, j$ ) będzie czynnością krytyczną, to znaczy:

$$T_j - t_i - d_{ij} \leq 0 \quad [3]$$

Dla zrozumienia przebiegu przeanalizowano uproszczoną siatkę wg rys. 1.

Przykład ten ilustruje w głównych zarysach przebieg analizy robionej przez programy dla maszyny cyfrowej [3]. Analiza rozpoczyna się od określenia najwcześniejszych czasów zdarzeń.

1. Kierunek liczenia do przodu — obliczenie czasów najwcześniejszych. Podane są czasy trwania  $d_{ij}$  oraz najwcześniejszy czas startu  $t_1$ .

Oblicza się:

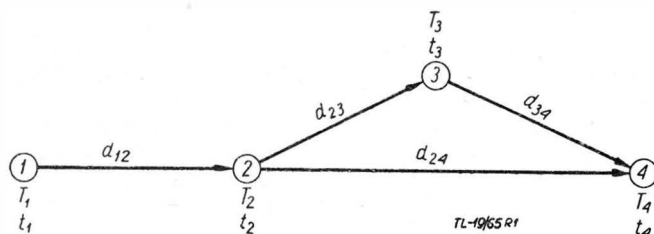
$$\begin{aligned} t_2 &= d_{12} + t_1 \\ t_3 &= d_{23} + t_2 \\ t_4 &= d_{34} + t_3 \quad \text{ew. } t_4 = d_{24} + t_2 \quad \text{wybiera się wartość większą.} \end{aligned}$$

Ogólnie, jeżeli występują dwie lub więcej czynności kończących się zdarzeniem  $j$ , wyznacza się  $t_j$  ze wzoru [1].

2. Kierunek liczenia do tyłu — obliczenie czasów najpóźniejszych. Można mieć podany z góry najpóźniejszy czas zakończenia projektu —  $T_4$  lub wyliczony podczas obliczeń przedstawionych w pkt 1 (nie określono, jak długo ma trwać projekt). Wtedy program narzuca  $T_4 = t_4$ . I stąd:

$$\begin{aligned} T_3 &= T_4 - d_{34} \\ T_2 &= T_3 - d_{23} \quad \text{lub } T_2 = T_4 - d_{24} \quad \text{wybiera się minimum} \\ T_1 &= T_2 - d_{12} \end{aligned}$$

Ogólnie, jeżeli występują dwie lub więcej czynności zaczynające się zdarzeniem  $i$ , czas  $T_i$  określa się ze wzoru [2].

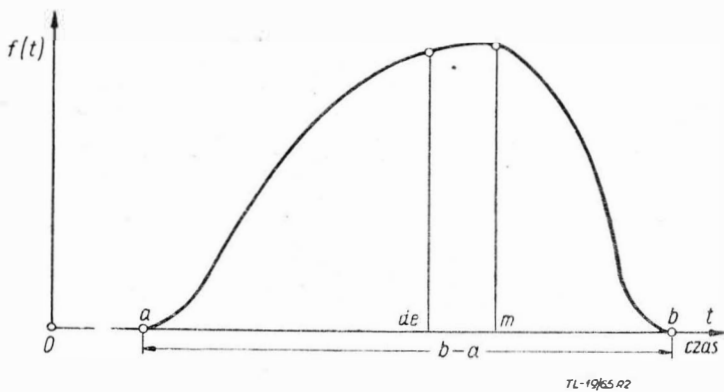


3. Analiza zapasów czasu. Mając obliczone dla zdarzenia  $j$  określone w punktach 1 i 2 czasy  $T_j$  i  $t_j$ , można wyznaczyć zapas czasu  $T_j - t_j$ .

Jeżeli zapas ten jest

$$T_j - t_j \leq 0 \quad [4]$$

zdarzenie jest zdarzeniem krytycznym. Wiedząc, że  $t_j = t_i + d_{ij}$  i podstawiając do zależności [4], otrzymuje się warunek na to, aby czynność była krytyczna (patrz [3]).



Rys. 2. Rozkład prawdopodobieństwa zajścia zdarzenia. a. Oszacowanie optymistyczne, b. Oszacowanie pesymistyczne, m. Oszacowanie najbardziej prawdopodobne,  $d_e$ . Wartość oczekiwana, w którym czynność będzie zakończona

Powyższa analiza właściwa dla CPM, w metodzie PERT wzbogacona jest o elementy rachunku prawdopodobieństwa. Wprowadzone są pojęcia:

- oczekiwanego czasu trwania czynności —  $d_e$ ,
- optymistycznego czasu trwania czynności —  $a$ ,
- najbardziej prawdopodobnego czasu trwania czynności —  $m$ ,
- pesymistycznego czasu trwania czynności —  $b$ ,
- wariancji oczekiwanego czasu trwania czynności —  $V(d_e)$ .

Każde oszacowanie czasu trwania robione jest przez osobę, która zna określoną czynność (oszacowania kierownictwa też są zbierane i załączane do planu dla obliczenia prawdopodobieństwa zbieżności dat). Wprawdzie najlepiej byłoby otrzymać wprost od informatora oczekiwany czas trwania czynności i wariancję, jednak dane te są zbyt skomplikowane — informacje muszą być pobierane periodycznie, szybko, w sposób formalny i tani dla tysięcy czynności. Najłatwiej jest otrzymać trzy oszacowania: czas najbardziej prawdopodobny, pesymistyczny i opty-

mistyczny. Tak oszacowane czasy należy przekształcić na oczekiwany czas trwania czynności oraz wariancję. Jak podaje jeden ze współautorów metody C. E. Clark [4] nieznane były informacje dotyczące rozkładu czasów trwania czynności. Nie było w rzeczywistości żadnych przesłanek, że rozkład beta lub dowolny inny jest odpowiedni. Ponieważ analiza sieci czynności wymagała istnienia jakiegoś rozkładu „wybrano pierwszy nasuwający się na myśl” — tym rozkładem był rozkład beta. Należało jeszcze określić odchylenie standardowe, aby wyznaczyć wartość oczekiwaną rozkładu beta. Wybrano jako odchylenie standardowe wartość równą jednej szóstej rozstępu  $(1/6 \cdot (b - a))$ . Z tak określonego rozkładu można obliczyć wartość oczekiwaną i wariancję. Wymaga to jednak dość długiego obliczenia (rozwiązania równania kwadratowego); w analizie do wyznaczenia  $d_e$ , posłużono się formułą empiryczną dość dobrze aproksymującą wartość otrzymywaną z rozkładu. We wzorze tym  $d_e$  równa się średniej ważonej wartości najbardziej prawdopodobnej i dwóch wartości skrajnych, z tym że do wartości środkowej przypisywano współczynnik  $2/3$  całkowitej wagi. Tak więc oszacowanie czasu trwania czynności i wariancję obliczone są w metodzie PERT z następujących zależności:

$$d_e = 1/6 (a + 4m + b) \quad [5]$$

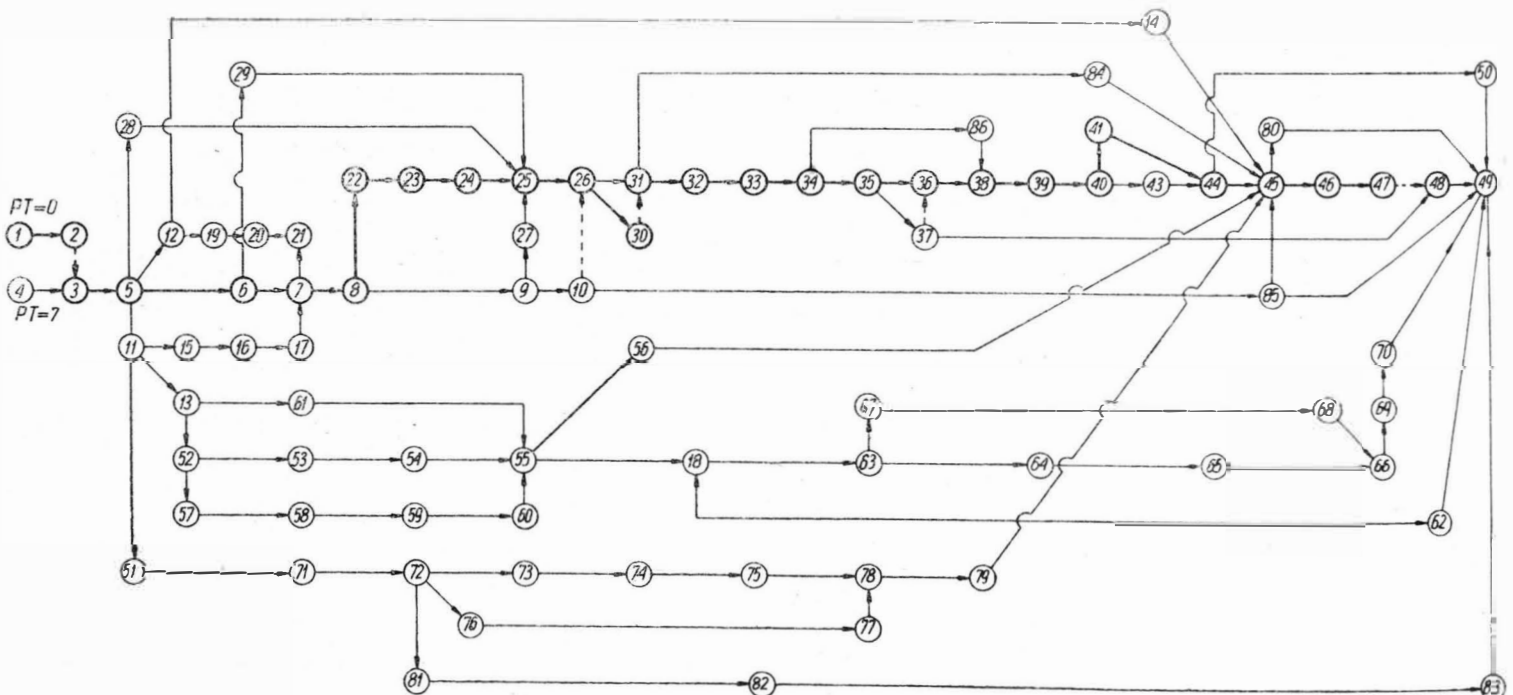
$$V(d_e) = \left[ \frac{(b - a)}{6} \right]^2 \quad [6]$$

Powyższy sposób obliczenia  $d_e$  i  $V(d_e)$  został powszechnie przyjęty, często zresztą bezkrytycznie [5] (rys. 2).

Wprowadzenie nowych elementów  $d_e$  i  $V(d_e)$  pozwoliło na rozszerzenie zakresu analizy. Wprawdzie do analizy nadal jest brany pojedynczy czas trwania czynności, ale jest to czas oczekiwany — wielkość obrazująca średnią wartość, którą otrzymuje się po dużej ilości powtórzeń realizacji określonej czynności. Czasy zdarzeń: najwcześniejszy i najpóźniejszy oraz zapasy czasu są wyznaczone tak samo jak w CPM.

Wprowadzenie, obok czasu oczekiwanego, wariancji pozwala na przeprowadzenie analizy rozrzutu zmiennej losowej (rzeczywistego czasu zajścia zdarzeń) względem wartości oczekiwanej. W siatce podczas analizy wyznaczona jest wariancja najwcześniejszych i najpóźniejszych czasów wszystkich zdarzeń. Tak więc dla każdego zdarzenia istnieją dwie wariancje obliczone poprzez sumowanie wariancji związanych ze wszystkimi  $d_e$ , tworzącymi najdłuższą drogę do zdarzenia.

Mając obliczone najwcześniejsze czasy zdarzeń —  $t$  oraz ich wariancję —  $V(t)$  można podać prawdopodobieństwo



Rys. 3. Model układu czynności opracowania konstrukcji i wprowadzenia do produkcji silnika turbinowego. Drogę krytyczną wyznaczają grube linie czynności. Zdarzenia leżące na tej linii są zdarzeniami krytycznymi obwiedzionymi grubą linią. Czynności pozorne oznaczono linią przerywaną

zjścia się dat planowanych narzuconych z góry (terminów dyrektywnych lub oszacowanych przez kierownictwo) z datami wynikającymi z wyliczonych czasów  $t$ . Planowany czas, po upływie którego ma nastąpić zakończenie czynności, oznacza się przez  $t_s$ . Mając, dla określonego zdarzenia  $t$ ,  $t_s$  oraz  $V(t)$  i zakładając na podstawie centralnego twierdzenia granicznego, że rozkład czasów potrzebnych do zajścia zdarzenia jest rozkładem normalnym, można obliczyć prawdopodobieństwo zajścia zdarzenia w planowanym czasie  $t_s$ . W tym celu określa się standardową zmienną normalną

$$y = \frac{(t_s - t)}{\sqrt{V(t)}}$$

Odpowiednie prawdopodobieństwo oblicza się z tablic rozkładu normalnego  $N(0,1)$

$$P(t \leq t_s) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^y e^{-1/2 z^2} dz$$

Wartość prawdopodobieństwa bliska jedności wskazuje na to, że planowanie było poprawne, a daty planowanego i oczekiwanego zajścia zdarzeń powinny się spotkać. Dla przykładu obliczy się prawdopodobieństwo spotkania się dat zakończenia całego projektu, mając dane:

- wyznaczony drogą analizy czas najwcześniejszego zakończenia projektu  $t = 92$  tygodnie,
- planowany czas zakończenia projektu oszacowany przez kierownictwo  $t_s = 82$  tygodnie,
- obliczana wariancja  $V(t) = 38$  tygodni,

$$P(t \leq t_s) = 0,054.$$

Tak więc planowane zakończenie projektu po 82 tygodniach jest nierealne.

W Polsce od roku 1963 wdrażaniem systemu PERT do różnych przedsięwzięć zajmuje się w Ministerstwie Przemysłu Ciężkiego Ośrodek Badawczy Przemysłu Okrętowego CBKO-1, Centralny Ośrodek Przetwarzania Informacji przy Instytucie Elektrotechniki, IOPM, Prozamet.

Wymienione instytucje bazują głównie na programach<sup>2)</sup> dostarczonych przez firmę National Elliott do maszyny NE 803 (z wyjątkiem Prozamet — program dla UMC — 1).

Ośrodek Szkolenia Kadr Kierowniczych przy IOPM organizuje podobnie jak CROPI, kursy dla pracowników przemysłu. W ten sposób ułożono i przeanalizowano istniejącymi programami wiele siatek różnego typu projektów [6].

Należy zająć się jeszcze krótkim omówieniem najbardziej rozbudowanego z istniejących w Polsce programów metody PERT<sup>3)</sup>.

Jest to program oznaczony PERT MARK II<sup>4)</sup>. Program ten umożliwia:

1. Wyznaczenie oczekiwanego czasu tworzenia czynności obliczonego na podstawie trzech ocen: optymistycznej, pesymistycznej, najbardziej prawdopodobnej. Oczekiwany czas trwania czynności wyznaczony jest ze wzoru:

$$d_e = \frac{W_1 \cdot D_1 + W_2 \cdot D_2 + W_3 \cdot D_3}{W_1 + W_2 + W_3}$$

gdzie:

- $D_1$  — oszacowanie optymistyczne,
- $D_2$  — „ najbardziej prawdopodobne,
- $D_3$  — „ pesymistyczne,

$W_1, W_2, W_3$  — wagi odpowiednich oszacowań. Należy zwrócić uwagę, że podstawiając

$$W_1 = 1, W_2 = 4, W_3 = 1$$

otrzyma się

$$d_e = \frac{D_1 + 4D_2 + D_3}{6}$$

W programie możliwe jest podanie dowolnych całkowitych wag oraz oszacowania pojedynczego lub podwójnego;  $d_e$  — brany jest do analizy jako liczba całkowita (zaokrąglenie następuje w maszynie).

2. Wprowadzenie następujących czasów analizowanej siatki dla zdarzeń:

- czasu, w którym zdarzenie może najwcześniej nastąpić, zwanego czasem praktycznym (PT)<sup>5)</sup>,
- czasu, w którym zdarzenie może najpóźniej nastąpić, zwanego czasem planowanym (ST),
- czasu rzeczywistego dla zdarzenia, które zostało już zrealizowane, zwanego czasem rzeczywistym (AT), dla czynności:
- praktycznie czasu rozpoczęcia, w którym czynność może najwcześniej się rozpocząć (PST),
- planowanego czasu zakończenia, w którym czynność może najpóźniej się zakończyć (SCT),
- rzeczywistego czasu rozpoczęcia podawanego, gdy czynność już jest realizowana (AST),
- rzeczywistego czasu zakończenia podawanego, gdy czynność jest już zrealizowana (ACT).

3. Dowolne numerowanie zdarzeń w sieci oraz wprowadzenie czynności do maszyny w dowolnej sekwencji.

4. Analizowanie sieci z dowolną ilością zdarzeń początkowych i końcowych.

5. Załączenie krótkiego opisu na formularzu danych odnoszących się do analizowanych w sieci zdarzeń i czynności.

6. Alternatywną formą informacji wyjściowych w zależności od otrzymanych rezultatów.

Obliczenia wykonywane są na liczbach całkowitych, tak że nie występują niedokładności związane z zaokrągleniami (wyjątkiem jest obliczanie  $d_e$ ). Numer każdego zdarzenia musi być liczbą całkowitą leżącą w zakresie 1—3200<sup>6)</sup>. W sekwencji numerowania zdarzeń mogą istnieć przerwy. Jednostka czasu musi być liczbą całkowitą i ma być tak dobrana, aby projekt rozpoczynał się w lub po — 4192 jednostce czasu, a kończył w lub przed + 4192 jednostką czasu.

Program zawiera następujące ograniczenia ilości zawartych w projekcie czynności i zdarzeń.

$$2A + 3E \leq (\text{pojemność pamięci operacyjnej maszyny} - 2108)$$

gdzie:

- $A$  — ilość czynności w projekcie,
- $E$  — najwyższy użyty numer zdarzenia w projekcie.

Zainstalowane w Polsce maszyny NE 803 mają obecnie pojemność pamięci 4096 słów, wobec czego formuła powyższa przybiera postać:

$$3A + 2E \leq 1988$$

Dla ilustracji działania programu PERT MARK II załącza się analizę przedsięwzięcia „Wprowadzenie do produkcji silnika turbinowego” wraz z całą dokumentacją obliczeniową. Czas analizy tej siatki wraz z czasami wprowadzenia danych i wypróbowania wyników wyniósł ok. 8 minut.

Pierwszy etap opracowań systemu PERT stanowi wytypowanie czynności etapów pracy przedsięwzięcia. W podanym przykładzie wytypowano tylko pewną ilość czynności, rezygnując celowo z pełnego obrazu z uwagi na ograniczone ramy artykułu. Jednocześnie wyspecyfikowano dostatecznie dużo, ażeby móc zobrazować różnorodność powiązań i skojarzenia.

Wykaz czynności podano w tab. 1. W rubryce zdarzenia  $p$  — oznacza początek, a  $k$  — koniec. W rubryce czas trwania podano trzy wartości:  $O$  — optymistyczny,  $N$  — najbardziej prawdopodobny,  $P$  — pesymistyczny. W tabeli występuje często nozycja o nazwie „czynność pozorna”. Są to czynności charakterystyczne dla siatek systemu PERT i używane są do kompletacji powiązań — na przykład dwie czynności rozpoczynające się jednym zdarzeniem i kończące również zdarzeniem wspólnym — występują równoległe. Dla ich zobrazowania trzeba wprowadzić czynność pozorna o czasie trwania  $O$ . Czynność pozorna może mieć również przypisaną wartość liczbowa — będzie to na przykład zwłoką w rozpoczęciu czynności wynikającej z konieczności zakończenia innych czynności związanych. Po wytypowaniu czynności składających się na przedsięwzięcie należy ustalić

<sup>2)</sup> „An Application of the National-Elliott 803 to Operations Research-Project Planning” 6, 1962, Elliott Computing Division „Project Planning (MARK II) — Description of a program for the National Elliott 803 Computer”, 6, 1962, Elliott Computing Division.

<sup>3)</sup> Opis innego programu CPM wraz z przykładami — Poradnik — „Planowanie, analiza i kontrola przebiegu przedsięwzięć techniczno-organizacyjnych przy pomocy metod PERT i CPM” — J. Burche, J. Madej — ODKK IOPM — 1964.

<sup>4)</sup> Oprócz tego programu istnieje PERT MARK III oznaczony 803 LO-6, program ten jednak wymaga maszyny o pojemności 8192 słowa oraz pewnych przeróbek kalendarza, wynikających z innego funduszu czasu pracy przyjętego do obliczania dat kalendarzowych.

<sup>5)</sup> Skrótly podane w nawiasach używane są jako oznaczenia kolumny na formularzach.

<sup>6)</sup> Dla maszyny o pojemności pamięci 4096 słów zakres jest mniejszy.

Tabela 1

## Wykaz czynności

Opracowanie konstrukcyjne i wprowadzenie do produkcji silnika turbinowego

Zdarzenia	P	K	Czynności	Cdnowie- działni <sup>1)</sup>	Czas trwania		
					O	N	P
1	2	3	4	5	6	7	
1	2	Studia wstępne i zbadanie potrzeb	K	9	12	16	
2	3	Czynność pozorna	—	2	2	2	
4	3	Opracowanie założeń	K	3	4	6	
3	5	Zatwierdzenie założeń	K	1	3	4	
5	6	Opracowanie i zatwierdzenie projektu wstępnego	K	14	16	19	
6	7	Opracowanie projektu technicznego	K	28	32	40	
7	8	Zatwierdzenie projektu technicznego	K	2	3	6	
8	9	Specyfikacja materiałów, części normalnych i elem. kupnych	K	3	4	5	
9	10	Opracowanie warunków technicznych	K	5	7	9	
11	11	Studia wstępne nad technologią łopatek	T	4	6	9	
11	15	Prototypowa technologia łopatek próbnych	T	2	2	4	
13	16	Konstrukcja i technologia przyrządów do prototyp. wyk. łopatek	T	10	12	16	
16	17	Wykonanie przyrządów technologii prototypowej łopatek	W	10	12	16	
17	7	Prototypowe wykonanie łopatek próbnych	W	8	10	16	
5	12	Studia wstępne nad technologią elementów układu paliwowego	T	4	6	10	
12	19	Prototypowa technologia elementów układu paliwowego	T	1	2	3	
19	20	Konstrukcja i technologia przyrządów do wykonania elementów układu paliwowego	T	6	8	11	
20	21	Wykonanie przyrządów do prototypowej technologii elementów układu paliwowego	W	9	10	13	
21	7	Wykonanie prototypowe elementów układu paliwowego	W	9	12	15	
8	22	Prototypowe technologie zespołów silnika	T	10	12	16	
22	23	Konstrukcja oprzyrządowania dla prototypu	T	9	10	12	
23	21	Technologia oprzyrządowania dla wyk. prototypu	T	2	2	3	
24	25	Wykonanie oprzyrządowania dla prototypowych zespołów	W	14	17	20	
25	26	Wykonanie prototypów zespołów silnika	W	24	28	36	
26	30	Próby prototypów zespołów silnika	B	30	36	48	
26	31	Zmiany dokumentacji konstrukcyjnej	K	10	30	40	
30	31	Czynność pozorna	—	2	2	2	
31	32	Prototypowa technologia silnika	T	3	4	5	
32	33	Konstrukcja i technologia oprzyrządowania do montażu i prób prototypu	T	10	12	16	
33	34	Wykonanie przyrządów i stoisk do montażu prób prototypów	W	12	14	16	
34	35	Wykonanie prototypu silnika	W	22	28	34	
35	36	Badanie prototypu	B	24	36	40	
36	38	Państwowa próba kontrolna	B	3	5	6	
38	39	Technologia dla partii informacyjnej	T	10	12	15	
39	40	Konstrukcja oprzyrządowania kolejności zerowej	T	16	20	24	
40	41	Technologia przyrządów kolejności zerowej	T	2	3	4	
41	44	Wykonanie przyrządów kolejności zerowej	W	19	22	25	
40	43	Konstrukcja oprzyrządowania pierwszej kolejności	T	16	20	24	
43	44	Technologia przyrządów pierwszej kolejności	T	2	3	4	
44	45	Wykonanie przyrządów pierwszej kolejności	W	18	24	28	
45	46	Wykonanie i montaż silników serii informacyjnej	W	36	46	50	
46	47	Próby i eksploatacja serii informacyjnej	B	20	26	30	
35	37	Komisja makietowa	K	1	3	4	
37	36	Czynność pozorna	—	1	1	1	
37	48	Zmiany i dopracowanie dokumentacji seryjnej	K	32	42	48	
47	48	Czynność pozorna	—	3	3	3	
48	49	Uruchomienie produkcji seryjnej	T	12	16	18	
12	14	Typowanie obrabiarek i urządzeń do wyk. elementów układu paliwowego	TJ	3	6	8	
14	45	Dostawa obrabiarek i urządzeń do wykonania elementów układu paliwowego	J	48	58	76	
5	28	Typowanie materiałów i elementów importowanych	TZ	6	14	16	
18	25	Dostawa elementów importowanych	Z	36	52	76	

1	2	3	4	5	6	7
6	29	Typowanie kooperantów krajowych i materiałów głównych do prototypu	TZ	6	10	12
29	25	Dostawa materiałów głównych i elementów z kooperacji	Z	20	23	36
9	27	Zamówienie materiałów, części normalnych i kupnych	Z	2	3	3
27	25	Dostawa materiałów, części normalnych i kupnych	Z	20	26	36
10	26	Operacja pozorna	—	3	3	3
31	84	Zamówienie materiałów dla serii informacyjnych	Z	4	6	7
84	45	Dostawa materiałów dla serii informacyjnej	Z	18	26	32
34	86	Zmiany konstrukcyjne	K	12	18	30
86	38	Dokumentacja konstrukcyjna dla serii informacyjnej	K	10	12	14
11	13	Założenia dla łopatek kutech półprecyzyjnych	T	4	5	6
13	52	Konstrukcja odkuwek i matryc	T	10	12	14
52	53	Wykonanie matryc	W	16	20	22
53	54	Wykonanie serii próbnej odkuwek łopatek	W	12	16	18
13	61	Typowanie obrabiarek i urządzeń do wykonania łopatek kutech półprecyzyjnie	TJ	3	4	5
61	55	Dostawa obrabiarek i urządzeń	J	42	52	70
52	57	Technologia łopatek kutech półprecyzyjnie	T	3	4	5
57	58	Konstrukcja przyrządów do wyk. łopatek	T	10	12	16
58	59	Technologia przyrządów	T	2	3	4
59	60	Wykonanie przyrządów	W	12	15	18
60	59	Próby przyrządów i poprawki	T	2	10	14
55	56	Wykonanie próbnych łopatek	W	12	14	16
56	45	Wykonanie odkuwek do serii informacyjnej	W	10	13	15
55	18	Założenia dla łopatek kutech precyzyjnie	T	7	10	12
18	63	Rysunki odkuwek precyzyjnych i matryc	T	10	12	16
63	64	Wykonanie matryc	W	20	23	28
64	65	Wykonanie próbnych odkuwek precyzyjnych	W	6	20	24
65	66	Badanie i próby odkuwek	T	18	26	28
63	67	Technologia łopatek kutech precyzyjnie	T	4	5	6
67	68	Konstrukcja i technologia przyrządów	T	8	10	12
68	66	Wykonanie przyrządów	W	14	16	20
66	69	Wykonanie łopatek	W	10	12	16
69	70	Badanie i próby na silniku	B	20	22	26
70	49	Uruchomienie seryjnej produkcji odkuwek	T	10	12	14
18	62	Typowanie obrabiarek i urządzeń do wyk. łopatek z odkuwek precyzyjnych	TJ	6	10	12
62	49	Dostawa obrabiarek	J	44	64	76
11	51	Założenia dla łopatek odlewanych precyzyjnie	T	6	8	10
51	71	Badania i próby laboratoryjne	T	16	26	28
71	72	Opracowanie założeń produkcji seryjnej	T	8	12	14
72	73	Wykonanie serii próbnej odlewów	W	5	6	7
73	74	Wykonanie serii próbnej łopatek	W	8	9	10
74	75	Próby łopatek	T	8	12	14
75	78	Uruchomienie serii informacyjnej łopatek lanych precyzyjnie	T	1	2	3
72	76	Typowanie urządzeń produkcyjnych	TJ	2	2	3
76	77	Dostawa urządzeń produkcyjnych	J	22	26	36
77	78	Uruchomienie i próby urządzeń produkcyjnych	T	2	3	4
78	79	Wykonanie serii informacyjnej odlewów łopatek	W	4	8	10
79	45	Wykonanie serii informacyjnej łopatek lanych	W	12	14	16
45	80	Zmiany i uzupełnienia technologii odlewania precyzyjnego	T	2	3	4
80	49	Uruchomienie produkcji seryjnej łopatek lanych	T	4	8	9
72	81	Opracowanie założeń inwestycyjnych dla odlewni precyzyjnej	TJ	8	10	12
81	82	Realizacja inwestycji	J	52	66	70
82	83	Instalowanie urządzeń	J	5	6	7
83	49	Uruchomienie i rozruch	T	8	10	16
10	85	Zamówienie elementów importowanych do serii inform. i prod. seryjnej	TZ	6	8	9
85	45	Dostawa elementów import. do serii informacyjnej	Z	36	40	52
85	49	Dostawa elementów import. do produkcji seryjnej	Z	36	52	70
44	50	Konstrukcja i technologia przyrządów drugiej kolejności	T	16	18	22
50	49	Wykonanie przyrządów drugiej kolejności	W	20	24	26

1) K — konstruktor produktu  
T — biuro gł. technologia  
W — wydziały produkcyjne  
I — inwestycje  
Z — zaopatrzenie



na analizować siatkę uzupełnioną bez potrzeby jej zmiany. Tak więc mając raz ułożoną siatkę można wprowadzać kolejne jej modyfikacje i aktualizacje przez dodatkowe przepuszczenie jej przez maszynę. W ten sposób uzyskuje się szybko, obiektywną ocenę stanu rozwoju i zaawansowania przedsięwzięcia.

### Zakończenie

Główne zalety metody PERT ujawniają się w fazie planowania projektu lub przedsięwzięcia. Można wyróżnić trzy główne zalety:

Tabela 6

II tabela danych uzyskana z maszyny matematycznej dotycząca zdarzeń

TABLICA 2 — ZDARZENIE			
ZDARZENIE	NAJWCZ. CZAS	NAJPOŹN. CZAS	CAŁK. ZAP. CZASU
1	0	0	0
4	7	10	3
2	12	12	0
3	14	14	0
5	17	17	0
23	30	57	27
12	23	34	11
11	23	29	6
6	33	33	0
44	333	333	0
50	351	423	72
45	357	357	0
80	360	439	79
46	402	402	0
47	428	428	0
48	431	431	0
49	447	447	0

Tabela 7

III tabela danych uzyskana z maszyny matematycznej dotycząca czynności

TABELA 3 — CZYNNOSCI									
Z.P. — ZDARZENIE PCPRZEDZAJĄCE									
Z.N. — ZDARZENIE NASTĘPUJĄCE									
S.C. — ŚREDNI WAŻONY OKRES TRWANIA CZYNNOSCI									
PRAK. — PRAKTYCZNY (REALNY)									
N.W. — NAJWCZEŚNIEJSZY									
N.P. — NAJPOŹNIEJSZY									
RZECZ. — RZECZYWISTY									
PLAN. — PLANOWANY									
CAŁK. Z.C. — CAŁKOWITY ZAPAS CZASU									
CZYNNOSCI	CZAS ROZP.		CZAS ZAKOŃCZENIA		CAŁK.				
Z.P. Z.N. S.C.	PRAK.	N.W.	N.P.	Rzecz.	Plan	N.W.	N.P.	Rzecz.	Z.C.
1	2	12	0	0	0	12	12		0
4	3	4	7	7	10	11	14		3
2	3	2		12	12	14	14		0
3	5	3		14	14	17	17		0
5	28	13		17	44	30	57		27
5	11	6		17	23	23	29		6
5	6	16		17	17	33	33		0
44	45	24		333	333	357	357		0
50	49	24		351	423	375	447		72
45	80	3		357	436	360	439		79
45	46	45		357	357	402	402		0
80	49	8		360	439	368	447		79
46	47	26		402	402	428	428		0
47	48	3		428	428	431	431		0
48	49	15		431	431	447	447		0

1. Polepszenie samej czynności planowania. Proces budowania planu — tworzenia sieci czynności wiąże się z potrzebą identyfikacji wszelkich kluczowych zadań i czynności, jak również ich powiązania; pozwala to na kompleksowe ujęcie planowania i ujawnienia elementów nieprzewidzianych.
2. Polepszenie znajomości o przebiegu przedsięwzięć. Dla siatki czynności można oszacować czas, koszty, zasoby itp. składniki projektu, które stają się składową planu. W ten sposób można rozpatrywać projekt we wszystkich aspektach w sposób dowolnie szczegółowy. Ważne jest także, że z siatki czynności wynika odpowiedzialność konkretnych ludzi za konkretne czynności. Wykonujący czynność lub odpowiedzialny za nią zna powiązanie jej z innymi (choćby najbliższymi), zna plan i sam szacuje czas trwania swojej czynności, wie czego się od niego oczekuje. Tak więc odpowiedzialność zarządzających konkretnymi czynnościami jest ściśle określona.

3. Polepsza podstawę dla wycenienia planu. Po ułożeniu siatki i zanalizowaniu jej staje się jasna realność planowanego przedsięwzięcia. Jeżeli analiza wykazała zgodność z założeniami planu, może on być realizowany. Jeżeli wynik jest negatywny, konieczna jest akcja pozwalająca na zlikwidowanie wąskich gardeł — drogi lub dróg krytycznych występujących w projekcie. Przebudowa planu będzie polegała na przesunięciu terminów, określeniu dodatkowych czynników niezbędnych do realizacji projektu takich, jak ludzie, maszyny itp. Może okazać się konieczna przeróbka projektu podzielonego na części, wyeliminowanie niektórych czynności. Główną cechą jest to, że PERT pozwala organom kierowniczym widzieć na początku realność końcowego wyniku.

Dalsze zalety metody można dostrzec w fazie operacyjnej projektu, to znaczy przy realizacji przedsięwzięcia. Efektywne śledzenie i sterowanie przedsięwzięciem musi zakładać, że zostało ono dobrze zaplanowane i dlatego operacyjne wartości metody planowania są, chociaż bardzo pożądane, jednak wtórne. Można wyróżnić następujące zalety PERT w fazie realizacji przedsięwzięcia:

1. Ulepszenie zarządzania przebiegiem przedsięwzięcia. W wielu przypadkach sprawozdawczość dostarcza kierownictwu historycznych informacji — informacje o zaistniałych zdarzeniach.

PERT wprowadza wyprzedzenie akcji zarządczej poprzez wielokrotną analizę przedsięwzięcia w trakcie realizacji w celu zapobieżenia trudnościom, które dopiero co się zarysowują.

2. Lepsze zarządzanie zasobami. Szczególnie zaleta ta występuje w najbardziej rozwiniętym systemie PERT, znanym pod nazwą RAMPS<sup>7)</sup>. System RAMPS wybiera rozwiązania optymalne, uwzględniając takie składowe przedsięwzięć jak: terminy zakończenia projektów, posiadane zasoby, ich optymalne wykorzystanie, koszt itp. Ograniczeniem stosowania RAMPS jest brak w Polsce odpowiednio wielkich maszyn cyfrowych.
3. Efektywniejsze podejmowanie decyzji. Decyzje mogą być naniesione na papier, co umożliwi prowadzenie analizy skutków. Uzyskuje się to przy wykorzystaniu maszyn cyfrowych do szybkiej wielokrotnej analizy siatek. Mogą być proponowane alternatywne akcje, projekt odpowiednio modyfikowany, analizowany i rozważane efekty. Dzięki użyciu maszyn symulacja taka wykonywana jest szybko i tanio.

### LITERATURA

1. D. G. Malcolm, J. H. Roseboom, C. E. Clark, W. Fazer — „Application of a Technique for Research and Development Program Evaluation”, Opns. Res. 7, 646—669/1959
2. J. W. Pocok — PERT as an analytical aid for program planing its pay off and problems — Opns. Res. 893—903/1962
3. 803 I.O-1, 803 MARK II, 803 LO-6, Dokumentacja programów w CROPI — Instytut Elektrotechniki
4. C. E. Clark — „The PERT Model for the Distribution of an Activity Time”, Opns. Res., 10, 405—406/1962
5. F. E. „Grubbs-Attempts to validate certain PERT statistics or „picking on PERT”, Opns. Res., 912—915/1962
6. „Prace własne CBKO-1, nr ZT-2/BB-4/63 oraz nr ZT-6/BB-9/64.

<sup>7)</sup> Resource Allocation and Multi-Project Scheduling-Training Text — CEIR (V.K) Ltd.



# Kryteria hałasów w lotnictwie na tle hałasów innych środków transportu

## Wstęp

- Hałas w różnych środkach komunikacji należy rozpatrywać zarówno z punktu widzenia pasażerów, jak i obsługi. Z punktu widzenia pasażera stopniami jakości podróży będą:
- 1) warunki gwarantujące pełny komfort i wygodę,
  - 2) warunki gwarantujące spokojną i niezbyt męczącą podróż,
  - 3) warunki, w których podróż jest uciążliwa i bardzo męcząca,
  - 4) warunki wyraźnie szkodliwe dla zdrowia.

W zasadzie każdorazowy przewóz pasażerów czy innych użytkowników środków transportu winien gwarantować pełną wygodę podróży. Niestety, cały szereg czynników, a przede wszystkim względy ekonomiczne nie pozwalają w jednakowym stopniu zapewnić wygodę i pełnego komfortu we wszystkich środkach transportu.

We wszystkich jednak przypadkach, a biorąc pod uwagę wyłącznie względy akustyczne — w żadnym przypadku hałas danego środka nie może być taki, by wpływał ujemnie na otoczenie oraz pod jakimkolwiek względem wpływał szkodliwie na samych podróżujących. Niemniej jednak dopuszczalne granice hałasu mogą się znacznie różnić, w zależności od rodzaju środka transportu i charakteru podróży.

Jeżeli chodzi o personel obsługujący, to sprawa ograniczenia hałasu jest — wbrew pozorom — ważniejsza. Chodzi o to,

Tabela

Lp.	Rodzaj środka transportu	Ogólny poziom nasilenia dźwięku	
		przeciętnie spotykany	wymagany dla spełnienia komfortu
1	Statki pasażerskie (kabiny dla pasażerów)	50—70	poniżej 50
2	Kolej szynowa	ok. 85	poniżej 85
3	Motorowery	75—85	—
4	Skutery i motocykle z prawidłowymi tłumikami	80—100	—
5	Samochody osobowe	80—100	—
6	Autobusy	90—105	—
7	Tramwaje	95—105	—
8	Samoloty pasażerskie	85—110	—
9	Motocykle na pełnych obrotach w zależności od stopnia tłumienia	100—120	poniżej 90
10	Śmigłowce i samoloty wojskowe	95—120 i więcej	—

że pasażer używa danego środka transportu co jakiś czas, zaś obsługa jest zmuszona do ciągłego przebywania w oddziaływaniu hałasu. I tam, gdzie chodzi o szkodliwość działania hałasu, uwzględnienie kryteriów musi być „surowsze”, a jedynie w przypadkach, gdy w grę wchodzi już wyłącznie komfort — sytuacja może ulec odwróceniu.

## Porównanie różnych środków transportu z punktu widzenia głośności

Z punktu widzenia ogólnego poziomu nasilenia dźwięku działającego na pasażera wszystkie środki transportowe (z własnym napędem) można podzielić na trzy grupy:

I — najcisze — w skrajnych przypadkach nie przekraczające 85 dB. Do grupy tej można zaliczyć statki pasażerskie, kolej elektryczną i motorowery.

II — średnio głośne — do 100 dB; kolej parowa, samochody osobowe, skutery i prawidłowo wytłumione motocykle oraz komfortowe samoloty pasażerskie.

III — najgłośniejsze — w skrajnych przypadkach przekraczające 100 dB. Do tych należą autobusy, tramwaje, mo-

tocykle niedostatecznie wytłumione oraz samoloty pasażerskie o średnim komforcie i bez komfortu.

Przedstawiony powyżej podział bierze pod uwagę przeciętne warunki podróży, z jakimi można się spotkać na terenie naszego kraju.

A oto, jak przedstawiają się wielkości ogólnego poziomu nasilenia dźwięku w omawianych środkach transportu:

## Porównanie analiz widmowych hałasu w różnych środkach transportu

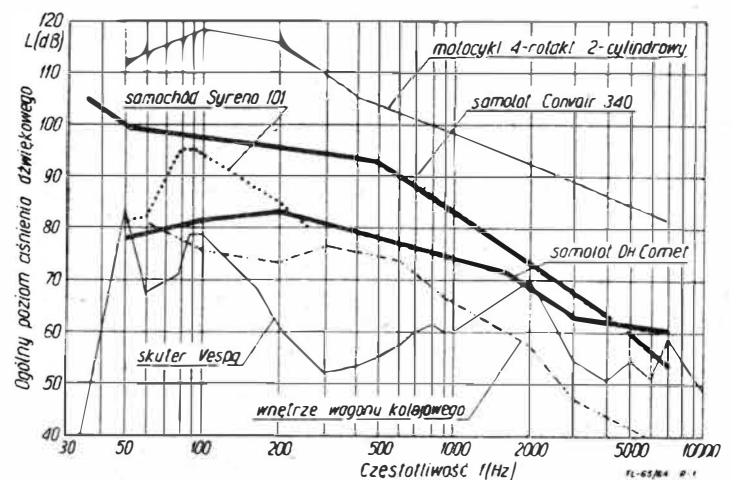
Jak wiadomo, ogólny poziom nasilenia dźwięku nie jest jedynym parametrem, dającym ogólne pojęcie o głośności. Poczucie głośności, a tym bardziej stopień przykrości doświadczanych na skutek hałasu zależy w dużym stopniu od częstotliwości składowych widma dźwiękowego. Widma, w których największe poziomy nasilenia dźwięku przypadają na niskie częstotliwości, noszą nazwę niskoczęstotliwych, zaś na wysokie — odpowiednio wysokoczęstotliwych. Od charakteru widma hałasu zależy jego wpływ na człowieka.

Dźwięki o wysokich tonach są bardziej szkodliwe niż o niskich, przy czym czułość ucha ludzkiego wzrasta z częstotliwością tylko do pewnej granicy, po czym następuje spadek czułości ucha w miarę wzrostu częstotliwości akustycznych, aż do granicy czułości (16 000—20 000 Hz). Tak więc szkodliwość hałasu rozciąga się poza sferę informacji dźwiękowych (szkodliwe oddziaływanie ultradźwięków).

Zróżnicowanie odczucia głośności w zależności od udziału poszczególnych częstotliwości składowych wzrasta ze spadkiem wielkości poziomu nasilenia dźwięku i odwrotnie, maleje z jego wzrostem. I tak, przy poziomie 50 dB dźwięki o wysokich częstotliwościach wydają się dosyć głośne (np. budzik z odległości 5 m), zaś dźwięki o bardzo niskich częstotliwościach wydają się ledwo słyszalne, natomiast przy poziomie 120 dB zarówno dźwięki wysokie jak i niskie wydają się prawie jednakowo głośne. Na rys. 1 przedstawiono porównanie analiz widma dźwiękowego dla różnych środków komunikacji. Ogólnie rzecz biorąc, hałasy w środkach komunikacji mają charakter nisko- i średniczęstotliwy.

Przy napędzie silnikami tłokowymi hałas ma charakter wybitnie nieczęstotliwy, przy napędach turbinowych i odrzutowych raczej średnio-, a nawet w wyjątkowych przypadkach, wysokoczęstotliwy (hałas sprężarki). Charakter widma dźwiękowego wewnątrz poszczególnych środków transportu zależy nie tylko od charakteru samego źródła hałasu, ale również od rodzaju zastosowanej izolacji przeciwdźwiękowej.

Należy jeszcze zwrócić uwagę, że przedstawione porównanie widm w poszczególnych środkach transportu może mieć tylko charakter orientacyjny, gdyż pomiary hałasu

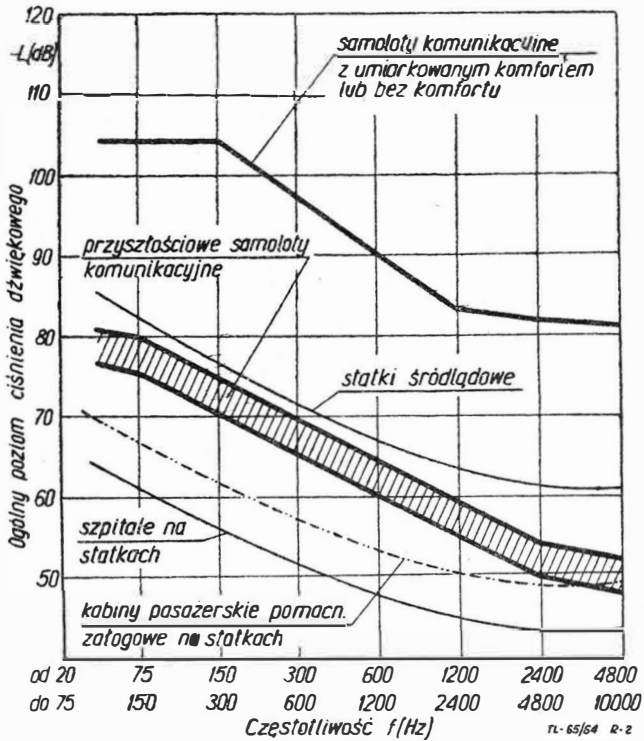


Rys. 1. Orientacyjne zestawienie porównawcze rozkładu widma dźwiękowego w różnych środkach transportu

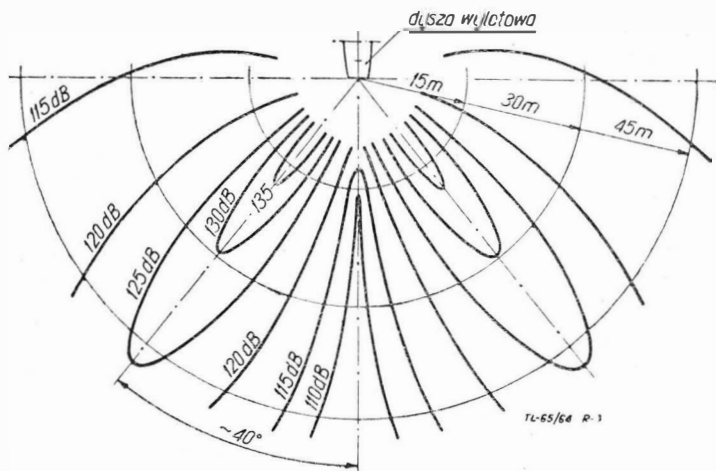
w poszczególnych przypadkach są dokonywane w odmiennych warunkach i często przy różnych założeniach.

### Kryteria przeciwhałasowe

Nie ma — jak dotąd — żadnych kryteriów, które pod względem hałasu traktowałyby wszystkie środki transportu jednakowo. Dzieje się tak m.in. dlatego, że warunki podróży w różnych środkach transportu nie są jednakowe,



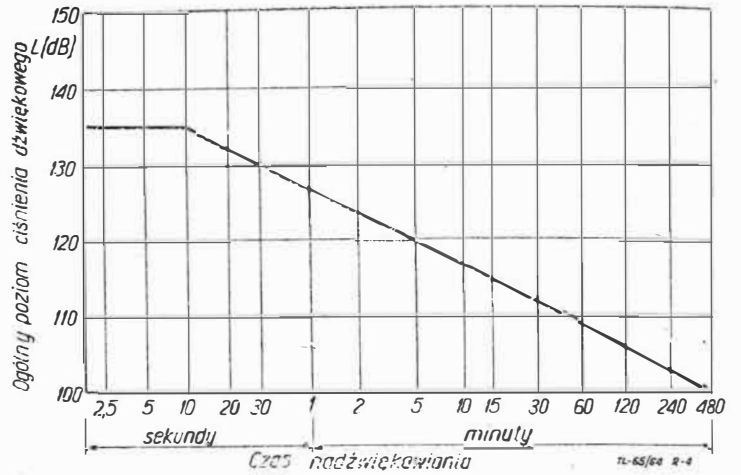
Rys. 2. Kryteria przeciwhałasowe (wartości dopuszczalnych poziomów hałasu), proponowane dla statków i samolotów (dla jednostek pływających o mniejszych wielkościach)



Rys. 3. „Pole hałasu” za dyszą wylotową silnika odrzutowego. Krzywe izosoniczne jednakowych poziomów nasilenia dźwięku

czas podróży jest krańcowo różny, jak również odmiennie są możliwości konstrukcyjne, co też odgrywa bardzo dużą rolę. Jeżeli chodzi o względy konstrukcyjne, to w zasadzie we wszystkich przypadkach wymagania stawiane materiałom na izolację dźwiękową muszą być większe niż w przypadkach materiałów akustycznych stosowanych w budownictwie czy też innych urządzeniach stacjonarnych.

We wszystkich przypadkach muszą być uwzględnione takie postulaty, jak niepalność, lekkość, odporność na drgania, niemniej jednak, nie we wszystkich przypadkach wymagania te są jednakowo wysokie i tak w pojazdach szosowych odporność na drgania musi być większa (duże



Rys. 4. Maksymalne dopuszczalne wielkości ogólnego poziomu ciśnienia dźwiękowego w funkcji przeciętnej dziennej dawki nadźwiękowania. Wykres w zasadzie dotyczy przebywania w strefie hałasów silników odrzutowych, z pewnym przybliżeniem może być stosowany również dla silników tłokowych

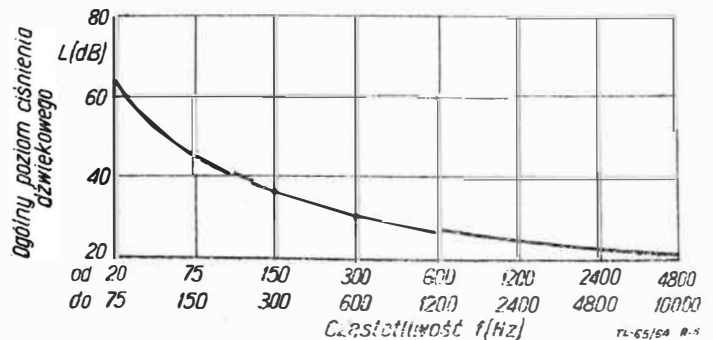
wstrząsy) niż w okrętach, czy pojazdach mechanicznych szynowych, zaś w samolotach, oprócz tych wymagań, znacznie ostrzejsze wymagania stawia się pod względem lekkości. Na rys. 2 przedstawiono porównanie odpowiednich kryteriów proponowanych w lotnictwie i okrętownictwie (dla mniejszych jednostek).

Jak widać z porównania przedstawionych kryteriów, w przypadku okrętownictwa, stawiane wymagania ze względu na potrzeby jak i możliwości są wyższe niż w lotnictwie, gdzie zarówno czas przebywania jest znacznie krótszy, jak i możliwości konstrukcyjno-ciężarowe są bez porównania mniejsze. Dla dużych statków pasażerskich odpowiednie kryteria są jeszcze niższe (warunek komfortu 50 dB).

### Porównanie lotniczych kryteriów przeciwhałasowych z kryteriami szkodliwości hałasu

W części tej będą rozważone przesłanki do odrębnego potraktowania hałasów lotniczych na tle proponowanych kryteriów, jak również porównanie tychże z kryteriami mówiącymi o granicznych poziomach hałasu zagrażających zdrowiu człowieka, a przede wszystkim zmysłowi słuchu. Hałasy lotnicze pod względem osiągniętych poziomów należą do najgroźniejszych spośród wszystkich pozostałych środków transportu, zwłaszcza, jeżeli się weźmie pod uwagę personel naziemny obsługujący samoloty odrzutowe, gdzie na ziemi, na zewnątrz samolotu hałasy znacznie przekraczają tzw. granicę bólu (120—130 dB). Przebywanie bezpośrednio w takim hałasie jest bardzo niebezpieczne, gdyż grozi nie tylko całkowitą utratą słuchu, ale nawet życia.

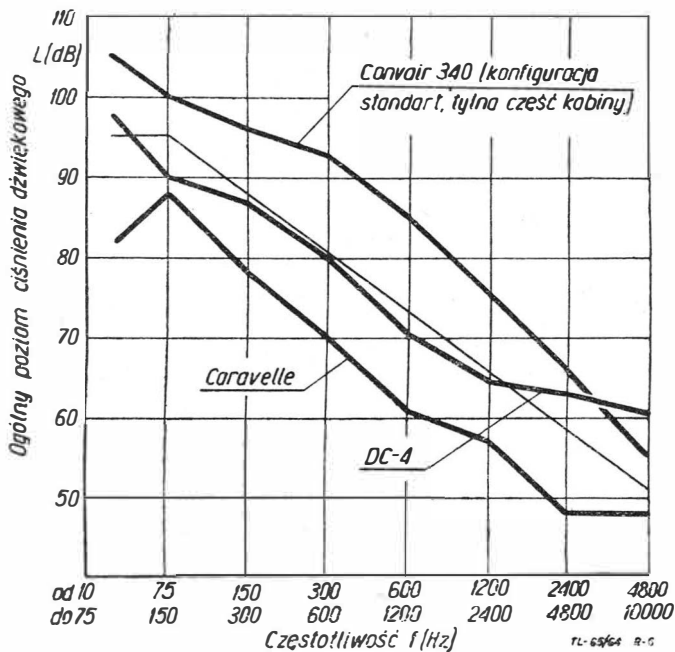
Oczywiście, zasięg oddziaływania największych hałasów ogranicza się do najbliższego otoczenia wylotu strumienia gazów, tym niemniej w obszarach sąsiadujących wielkości poziomów ciśnienia dźwiękowego są również bardzo wysokie. Na rys. 3 pokazano obszar hałasu w obrębie dyszy wylotowej. Czas przebywania w obszarze, w którym panują



Rys. 5. Dopuszczalne wielkości poziomu hałasu dla terenów zamieszkałych (dotyczy również zamieszkałych terenów przylotniskowych)

wysokie poziomy hałasu, jest ograniczony, a powyżej pewnej granicy nawet chwilowe przebywanie jest niedopuszczalne. Znane są przykłady całkowitej utraty słuchu, a nawet i życia z powodu znalezienia się członków personelu technicznego w takim obszarze. Byłoby bardzo wskazane, aby kierownictwo technicznej obsługi startów, jak również inne zainteresowane osoby, zdawały sobie sprawę, jakie są maksymalne dopuszczalne wielkości poziomów nasilenia dźwięku oraz dopuszczalne czasy przebywania w obszarze o bardzo dużym nadźwiękowieniu.

Na rys. 4 przedstawiono graniczne dopuszczalne wielkości ogólnego poziomu nasilenia dźwięku w funkcji przeciętnego dziennego czasu nadźwiękowania (przeciętna dzienna dawka hałasu, której przekroczenie grozi nieuchronnym uszkodzeniem słuchu). Z wykresu tego widać, że czas przebywania w strefie hałasów o poziomie 120 dB nie może przekraczać 5 minut, a 110 dB — 35 minut. Należy zdawać sobie sprawę, że zarówno piloci, a tym bardziej obsługa techniczna często po kilka godzin dziennie znajdują się w warunkach hałasu przekraczającego 110 dB. Oczywiście, przedstawione kryterium nie mówi o wszelkich innych skutkach znajdowania się w obszarze o wysokim nadźwiękowieniu, takich jak: ujemny wpływ na ogólny system nerwowy, przyspieszenie procesów zmęczenia, pogorszenie jakości wykonywanej pracy itp., gdzie dopuszczalne nasilenie hałasu należałoby przyjąć znacznie niższe.



Rys. 6. Brytyjskie zalecenia dla samolotów opracowanych przez RAE (Royal Aeronautical Establishment)

Mówiąc o powyższym kryterium ma się na uwadze raczej personel lotniczy, a szczególnie techniczny, należy jednak pamiętać, że hałas samolotów działa na miliony ludzi nie zainteresowanych jego istnieniem. Hałas działa na pasażerów samolotów komunikacyjnych. Wreszcie, sam samolot obsługiwany jest przez człowieka, którego praca jest bardzo skomplikowana i odpowiedzialna. Hałas przeszkadza mu w tej pracy, zakłócając jego panowanie nad maszyną.

Powstaje więc problem oceny samolotu, czy też innego środka transportu powietrznego pod względem akustycznym. Wchodzi tu w grę zarówno ocena hałasu działającego na otoczenie, jak i ocena hałasu, działającego na załogę i pasażerów samolotu.

Jeżeli chodzi o dane, dotyczące hałasów działających na otoczenie, to co przedstawionych rysunków 3 i 4 można by dołączyć wymagania, określające dopuszczalne wielkości poziomów hałasu na terenach zamieszkałych, które dotyczą również wszelkich zamieszkałych terenów w okolicy lotnisk. Wymagania te przedstawiono na rys. 5.

Natomiast, jeżeli chodzi o hałasy działające na załogę i pasażerów, to aczkolwiek istnieją różne przepisy określające wymagane własności samolotu, tym niemniej sprawy hałasu są tam najczęściej pominięte bądź potraktowane bardzo ogólnikowo.

Wszelkie istniejące kryteria przeciwhałasowe mają, jak dotychczas, charakter zaleceń i nie są jeszcze przyjęte na skalę międzynarodową.

Warto by się zastanowić, czy istnieją jakieś obiektywne przesłanki do utworzenia odrębnych kryteriów dla lotnictwa.

Biorąc za podstawę doświadczenia z dziedziny akustyki i lotnictwa można określić następujące warunki na lotnicze kryteria przeciwhałasowe:

1. Lotnicze kryterium przeciwhałasowe musi być w każdym przypadku zgodne z kryteriami szkodliwości hałasu.
2. Winno ono uwzględniać psychologiczną stronę oddziaływania hałasu ze względu na wymaganą wysoką sprawność załogi, a co za tym idzie — bezpieczeństwo lotu.
3. Winno uwzględniać specyfikę hałasów samolotowych oraz konieczność daleko idących ograniczeń ciężarowych. W związku z tym z większą tolerancją powinno podchodzić do poziomów w pasmie niskich częstotliwości, z którymi przy małych ciężarach izolacji trudno jest skutecznie walczyć.
4. Powinno zapewniać komfort pasażerom przez obniżenie widma hałasu w zakresie częstotliwości mowy ludzkiej oraz pozbawienia przykrych doznań dźwiękowych (znaczne obniżenie wysokich częstotliwości oraz pewne ograniczenie bardzo niskich częstotliwości tzn. poniżej 100 Hz).
5. W afekcie fizjologicznego wpływu hałasu powinno brać pod uwagę wszystkie dodatkowe czynniki, na jakie jest narażony organizm w czasie lotu (niedotlenienie, wpływ przyspieszeń, lękowe stany napięcia, wpływ zmiany temperatury oraz gwałtownych zmian ciśnienia towarzyszących schodzeniu samolotu do lądowania i wiele innych).
6. Powinno precyzować nie tylko absolutną wielkość dopuszczalnych hałasów, ale również dokładny sposób ich określania (np., jakie wartości brać pod uwagę przy charakterystycznych dudnieniach samolotów wielosilnikowych) oraz warunki, w jakich należy przeprowadzić pomiary.

W świetle przedstawionych tu punktów konieczność poszukiwania specjalnych kryteriów dla lotnictwa wydaje się jak najbardziej uzasadniona. Mało tego, ze względu na dużą ilość różnych warunków, w jakich może działać hałas na człowieka w samolocie, istnieje potrzeba całego szeregu kryteriów przeciwhałasowych dla potrzeb lotnictwa. Kryteria te powinny być różne, w zależności od możliwości i potrzeby dla różnych rodzajów samolotów, charakteru lotu oraz stopnia zaangażowania człowieka w samym locie. Muszą więc one brać pod uwagę następujące warunki:

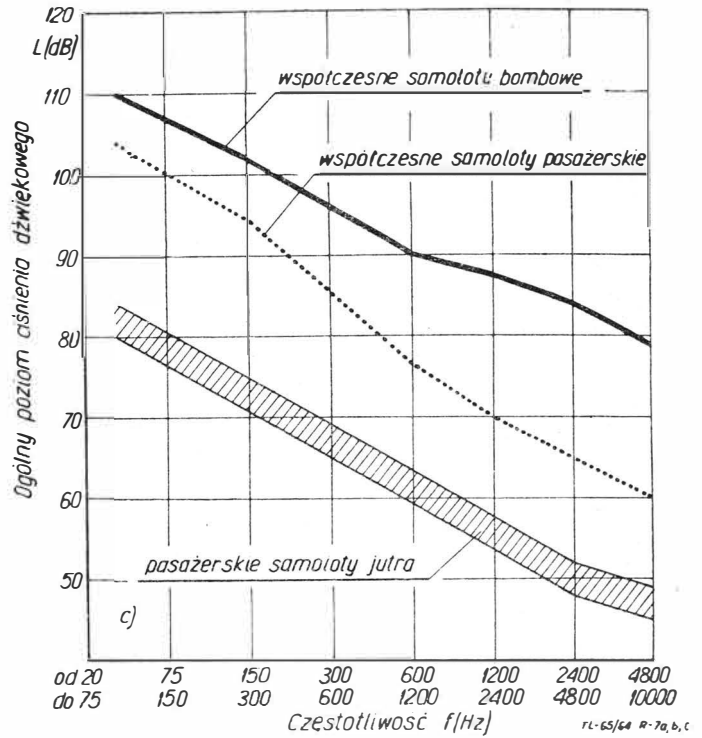
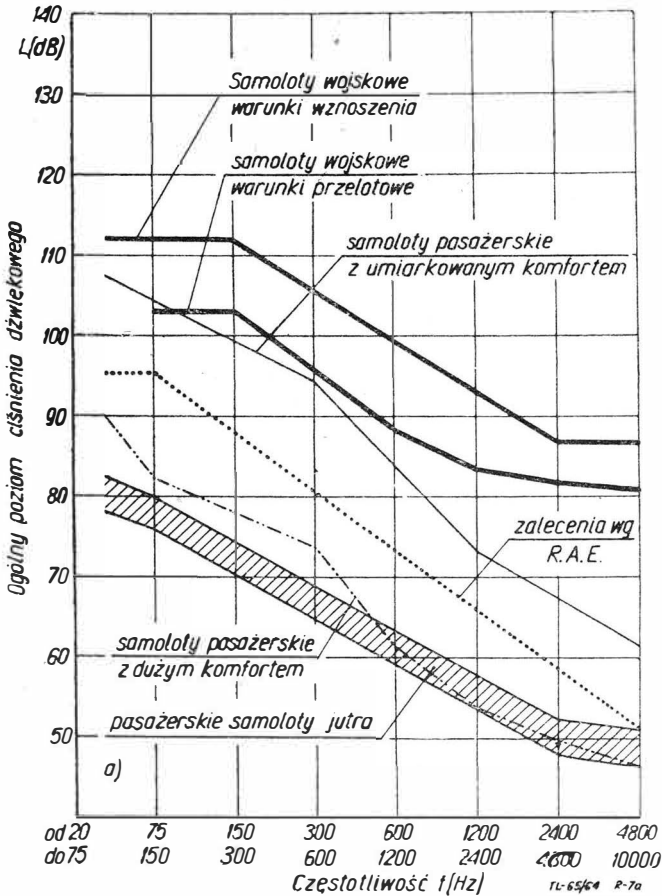
- a) kategorie i przeznaczenie samolotu (np. pasażerski, sportowy, transportowy, cywilny, wojskowy, sanitarny itd.).
- b) przeciętny czas lotu,
- c) częstotliwość użytkowania (komunikacja regularna, komunikacja dyspozycyjna, akcje ratownicze, dozorowanie itd.),
- d) wymagany stopień komfortu,
- e) stopień zaangażowania w obsłudze (obsługa, pasażerowie, ludzie zmuszeni do wykonywania zawodu w powietrzu, jak lekarz, pielęgniarka, operatorzy kamer fotografometrycznych itd.),
- f) hermetyzację kabin.

Poniżej przedstawione będą niektóre z istniejących kryteriów przeciwhałasowych w odniesieniu do lotnictwa. Jako pierwszy przykład kryteriów lotniczych warto rozpatrzyć brytyjskie zalecenia dla samolotów komunikacyjnych opracowane przez RAE (Royal Aeronautical Establishment) (rys. 6). Kryterium to, jak widać z przedstawionego rysunku, stanowi jakieś pośrednie widmo hałasu pomiędzy widmami przeciętnych (pod względem komfortu) samolotów pasażerskich, a widmami najnowocześniejszych dużych samolotów superkomfortowych.

Aczkolwiek duża ilość samolotów pasażerskich posiada widma hałasu zbliżone do tego kryterium, to jednak istnieje cały szereg samolotów i śmigłowców, w których hałas znacznie je przekracza. W literaturze zagranicznej można spotkać cały szereg zaleceń wyraźnie różniących kryteria w zależności od kategorii samolotu. Dla przykładu możemy się posłużyć zestawieniem różnych kryteriów podanych w książce „Handbook of Noise Control” Harrisa oraz pewnymi kryteriami z literatury angielskiej i francuskiej, które zostały przedstawione na rys. 7. Jak z tego widać, istniejące kryteria nie są jeszcze powszechnie ujednocnione, a przede wszystkim nie mają charakteru wymagań obowiązujących. Jeżeli chodzi o takie kryteria czy przepisy w naszym kraju — to sprawa wygląda jeszcze gorzej, gdyż jedynym, istniejącym zaleceniem, jakiego można by się doszukać — są proponowane warunki na hałas w samolo-

cie rolniczym. Określają one dopuszczalny ogólny poziom hałasu 90 dB. Nie ma więc tutaj mowy o dopuszczalnych poziomach hałasu w zależności od częstotliwości. Na szczęście zalecenie to nie ma charakteru obowiązującego, gdyż konstruktorzy samolotów rolniczych znaleźli się w sytuacji bez wyjścia. Wystarczy nadmienić, że zaledwie parę samolotów superkomfortowych na świecie posiada ogólny poziom hałasu rzędu 90 dB.

Trudno więc przypuszczać, że istnieją obecnie samoloty rolnicze o tak stosunkowo niskim poziomie hałasu. Jednocześnie można sobie wyobrazić hałas o ogólnym poziomie 90 dB, który byłby bardzo dokuczliwy i szkodliwy (w przypadkach, gdy maksimum widma dźwiękowego byłoby przesunięte w kierunku wysokich częstotliwości).

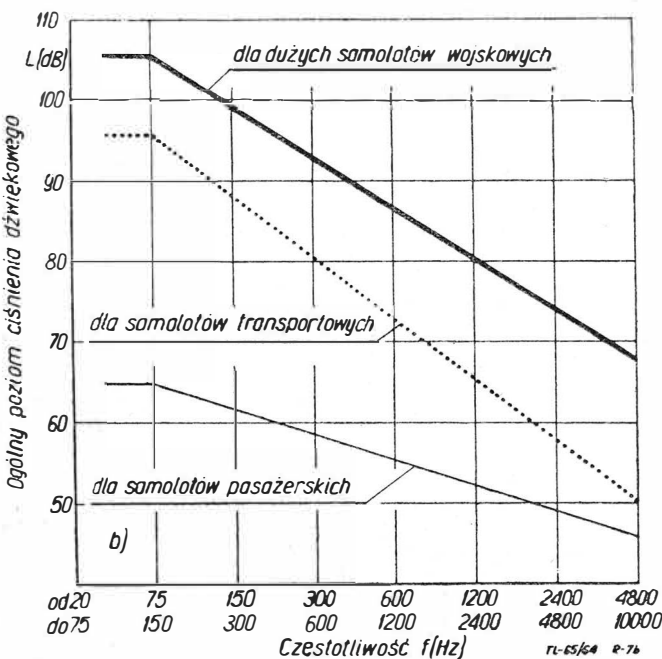


Rys. 7. Zalecenia dopuszczalnych poziomów hałasu w zależności od kategorii samolotu: a) zalecenia wg literatury amerykańskiej, b) zalecenia wg literatury angielskiej dla samolotów nowo budowanych, c) istniejące poziomy hałasu we współczesnych samolotach oraz zalecenia dla pasażerskich samolotów nowo budowanych wg literatury francuskiej

Na temat dopuszczalnych poziomów hałasu w samolotach pasażerskich, sanitarnych, szkolnych i innych nie ma nawet proponowanych zaleceń. Oczywiście konstruktorzy, którzy zajmują się sprawą izolacji dźwiękowej w samolotach, opierają się na jakichś kryteriach, przy czym wybór tych ostatnich jest dowolny i najczęściej przyjmuje się kryteria szkodliwości hałasu. Kryteria te są oparte na badaniach trwałych ubytków słuchu przy długotrwałym oddziaływaniu hałasu ze szczególnym uwzględnieniem warunków przemysłowych.

Cpieranie się na kryteriach stosowanych w przemyśle przy ocenie akustycznych warunków samolotu z wymienionych już wyżej względów jest mało uzasadnione. Na ogół czas lotu jest znacznie krótszy niż 8-godzinny, czas pracy przeciętnie wynosi około trzech godzin. Pozwala to przyjąć nieco wyższy ogólny poziom hałasu, niż gdzie indziej — tym bardziej że maksimum przeciętnego widma hałasu w samolocie wypada w okolicy częstości 100—200 Hz. Natomiast, jeżeli chodzi o poziomy w pasmach o różnych częstotliwościach, to z kolei dla wyższych częstości poziomy muszą być niższe, niż to wynika z kryteriów szkodliwości hałasu (przyjętych dla ochrony pracy w przemyśle). Bowiernie niezależnie od urządzeń radio-telefonicznych załoga musi mieć możliwość porozumiewania się ustnego, co zresztą jest warunkiem minimalnego komfortu dla pasażerów. Również wymienione wyżej aspekty psychologiczne wymagają niższych poziomów hałasu na wyższych częstotliwościach niż to by wynikało z ogólnie uznawanych kryteriów hałasu.

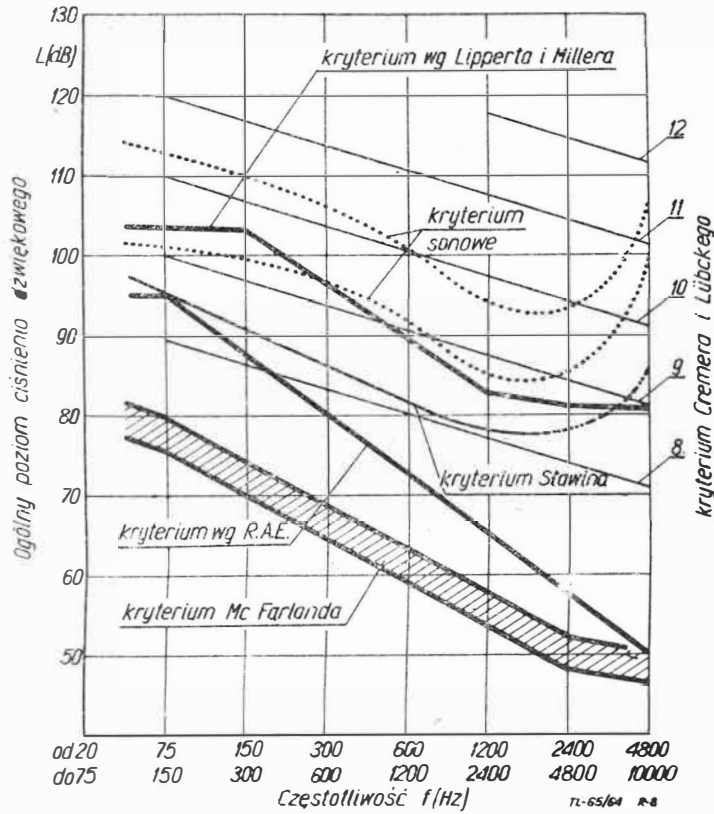
Dla przykładu można porównać trzy kryteria lotnicze, a mianowicie: kryterium wg Lipperta i Millera dla samolotów średnio komfortowych i bez komfortu, brytyjskie kryterium wg RAE oraz kryterium wg Mc Farlanda dla przyszłościowych samolotów superkomfortowych z kryteriami szkodliwości hałasu: sonowym. Sławina oraz Cremera i Lübkego (rys. 8). Dla przypomnienia podaje się, że z wielu pomiarów statystycznych wynikało, że głośność poniżej 50 son jest nieszkodliwa z punktu widzenia zachowania słuchu, zaś głośność powyżej 100 son bezwzględnie szkodliwa (kryterium sonowe). Kryterium Sławina (norma radziecka) określa dopuszczalne poziomy ciśnienia dźwiękowego, powyżej których występują trwałe ubytki słuchu. Linie 8, 9, 10, 11, 12 stanowią kryterium szkodliwości hałasu wg Cremera i Lübkego, które uwzględnia nie tylko wpływ hałasu na zmysł słuchu, ale także na ogólne zdrowie człowieka.



- Poszczególne linie kolejno oznaczają:
- Linia 8 — przez trwałe działanie — częściowe uszkodzenie słuchu.
  - Linia 9 — przez trwałe działanie uszkodzenie słuchu w licznych przypadkach.
  - Linia 10 — przez trwałe działanie — ogólne uszkodzenie zdrowia.
  - Linia 11 — uszkodzenie zdrowia możliwe już po kilku godzinach.
  - Linia 12 — uszkodzenie zdrowia nieuniknione.

Z porównania tych kryteriów wynika, że kryterium wg Lipperta i Millera dla samolotów o niskim stopniu komfortu dopuszcza częściowe przekroczenie linii 50 son, prawie całkowite przekroczenie linii wg Sławina oraz częściowe przekroczenie linii 9 wg Cremera i Lübckego.

Kryterium wg RAE dopuszcza jedynie częściowe przekroczenie linii nr 8 wg Cremera i Lübckego. Kryterium zaś



Rys. 8. Porównanie znanych kryteriów na określenie szkodliwości hałasu z kryteriami lotniczymi

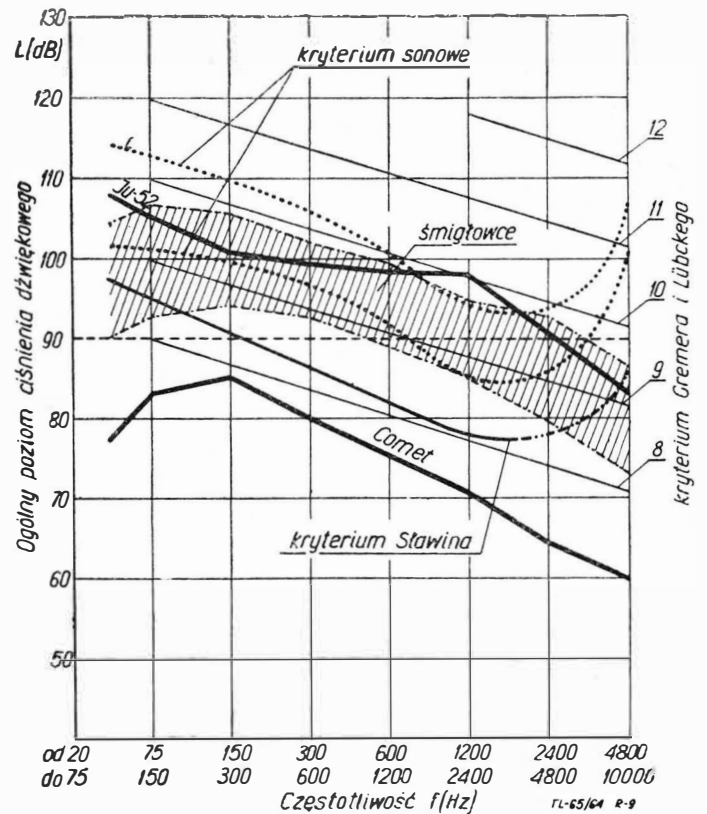
wg Mc Farlanda dla przyszłościowych samolotów komunikacyjnych (superkomfortowych) nie dopuszcza przekroczenia żadnego z przedstawionych kryteriów. Można przy tym zauważyć, że najbardziej tolerancyjne kryterium wg Lipperta i Millera w grubym przybliżeniu pokrywa się z linią 50 son (przekracza ją nieznacznie jedynie dla wszystkich częstotliwości).

Ogólnie, z porównania widać, że kryteria lotnicze z większą tolerancją podchodzą do hałasów niskich częstotliwości, zaś coraz surowiej (w porównaniu z kryteriami szkodliwości) do częstotliwości wysokich. Interesujące też może być porównanie kryteriów szkodliwości hałasu z widmami hałasu w istniejących samolotach, co przedstawiono na rys. 9.

Z rysunku tego widać, że hałas w starych samolotach i niektórych śmigłowcach przekracza miejscami nawet linie 100 son.

Hałas w prawie wszystkich przeciętnych śmigłowcach przekracza dopuszczalne granice wg Sławina oraz linie nr 8 wg Cremera i Lübckego. Dopiero hałas w obecnych superkomfortowych samolotach pasażerskich znajduje się poniżej przetoczonych granic.

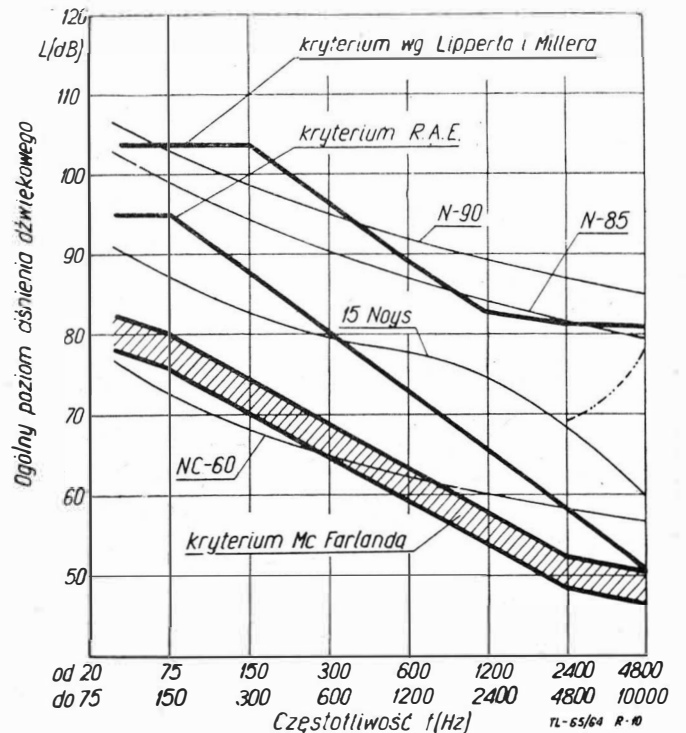
Jeżeli chodzi o przyjęcie jakichś ogólnie stosowanych kryteriów w ocenie hałasu w kabinie samolotu, to najbardziej do tego celu przystosowane będą zalecenia ISO z 1961 r. oraz krzywe NC Beranka dla porozumiewania się mową. Rys. 10 przedstawia krzywą ISO N90 i N85, krzywą Beranka NC60



Rys. 9. Porównanie hałasu panującego w samolotach i śmigłowcach z kryteriami hałasów dopuszczalnych i szkodliwych, stosowanymi w przemyśle. Linia przerywana (90 dB) poziom a oznacza wielkości ogólnego poziomu intensywności hałasu obowiązującego w przemyśle polskim

oraz jedną z krzywych różnej hałaśliwości wg Cremera w porównaniu z kryteriami wg Lipperta i Millera, wg RAE i wg Mc Farlanda. Jak z tego widać, kryterium wg Lipperta i Millera dla samolotów o niskim komforcie jest bliskie zakresowi krzywych N85 i N90 wg ISO.

Kryterium wg Mc Farlanda dla samolotów superkomfortowych odpowiada w przybliżeniu krzywej NC60 wg Beranka



Rys. 10. Porównanie kryteriów lotniczych z krzywymi Beranka. Kryteria oraz krzywe oceny hałasu wg ISO

ka, zaś kryterium wg RAE w grubym przybliżeniu odpowiada krzywej równej hałaśliwości o liczbie 15 Noise.

Kryteria te, a raczej normy, są o tyle bliższe dla lotnictwa, że jest w nich mowa zarówno o szkodliwości i możliwości porozumiewania się mową, jak i o okuczliwości hałasu, jednak różnice między nimi a kryteriami lotniczymi są jeszcze dość znaczne, a ponadto istnieje pewna trudność sprecyzowania określonych krzywych dla poszczególnych kategorii samolotów. Warto jeszcze poruszyć bardzo ważną sprawę jakiegoś prostego kryterium pozwalającego na szybką ocenę przekroczenia wszelkich granicznych wielkości za pomocą sonometru. Biorąc za podstawę przedstawione tu kryteria, można by zaproponować dla wszelkich samolotów lotnictwa cywilnego ocenę granicznych wielkości przez pomiar poziomu hałasu na dwóch charakterystykach „A” i „C” jako wartości: 100–105 dB „C” oraz 85–90 dB „A”.

Przekroczenie tych wielkości należałoby uznać za bezwzględnie niedopuszczalne.

Nie wspomniano tu o rozszerzeniu kryteriów na infra- i ultradźwięki, co w wielu przypadkach byłoby bardzo uzasadnione, ale niestety — sprawa ta jest jeszcze w toku badań i brak jeszcze na ten temat jakichkolwiek publikacji.

### Zakończenie

Walka z hałasem w lotnictwie, a szczególnie z hałasem w samolocie, wydaje się w chwili obecnej zjawiskiem pożądanym, a nawet wręcz koniecznym. Niestety, trudno mówić o zwalczaniu hałasu, jeżeli nie ma określonych norm, kryteriów czy innych przesłanek, według których można ocenić, czy dany samolot w swojej kategorii jest zbyt „głośny” czy też „cichy”. Sprawa ta jest u nas bardzo subiektywna. Oczywiście, inaczej chce ją postawić producent, a inaczej eksploatator.

Trzeba się jednak pogodzić, że gdzie jak gdzie — ale w lotnictwie nie można stawiać zbyt wygórowanych żądań pod względem uciszenia. Należy pamiętać, że za izolację dźwiękową płaci się osiągnięciem samolotu, a zatem i w pewnym stopniu obniżeniem warunków bezpieczeństwa (np. przez wydłużenie startu).

Często można się spotkać z kompletną ignorancją zagadnienia, kiedy dla niedużych i krótkodystansowych samolotów stawia się żądanie osiągnięcia 70, a nawet 50 dB ogólnego poziomu hałasu. Należy pamiętać, że izolacyjność dźwiękowa jest funkcją ciężaru przypadającego na 1 m<sup>2</sup> izolowanej powierzchni.

Ażeby kabinę samolotu uciszyć o 6 dB za pomocą izolacji dźwiękowej, jej ciężar w przybliżeniu musi być równy ciężarowi pokrycia (na jednostkę powierzchni). Dla izolacji o dalsze 6 dB ciężar izolacji musi być trzykrotnie większy od ciężaru pokrycia kadłuba, przypadającego na jednostkę powierzchni.

Innym zagadnieniem jest wytłumienie dźwięków odbitych wewnątrz kabiny, czemu zapobiega się przez stosowanie materiałów (ustrojów) azwźwiękochłonnych. Mało kto zdaje sobie sprawę z tego, że materiały azwźwiękochonne mogą w najlepszym przypadku nie dopuścić do wzmożenia hałasu przedostającego się z zewnątrz, ale jako takie nie mają wpływu na jego zmniejszenie.

Opieranie się na istniejących kryteriach zapewni zachowanie właściwych warunków akustycznych, co przy zwracaniu coraz większej uwagi na komfort, wygodę, bezpieczeństwo i operatywność sprzętu stanowi ważny ault reklamowo-handlowy. Z drugiej strony umożliwi konstruktorom i producentom możliwie oszczędne gospodarowanie ciężarem izolacji azwźwiękowej, której udział w wyposażeniu kadłuba stanowi obecnie bardzo poważną wartość.

Wreszcie, opieranie się na określonych kryteriach każe zwrócić uwagę nie tylko na ogólny poziom ciśnienia dźwiękowego, ale również na charakter widma dźwiękowego, czyli jego rozkład na poszczególne częstotliwości, co ma istotne znaczenie zarówno w fizjologicznym, jak i psychologicznym aspekcie oddziaływania hałasu na człowieka.

### LITERATURA

1. C. M. Harris „Handbook of Noise Control”, N. Y. Toronto, London 1957 r. „Aircraft Noise Sources” H. E. von Gierke
2. C. M. Harris „Handbook of Noise Control”, „Aircraft Noise Control” H. E. von Gierke
3. C. M. Harris „Handbook of Noise Control”, David C. Apps „Automobile Noise”
4. P. Lienard, M. Kobryński, P. Antzenberger „Elements d'acoustique aeronautique” ONERA, Paris 1950 r.
5. Dr Antoni Słwiński „Normy przeciwhałasowe” w oparciu o kryteria słyszalności i szkodliwości hałasu” (materiały z konferencji PAN NOT, Warszawa 1962 r.)
6. Mgr inż. Danuta Augustyńska „Hałasy okrętowe” (materiały z konferencji PAN NOT, Warszawa 1962 r.)
7. Mgr inż. Zbigniew Szleszyński „Zagadnienie zmniejszenia hałaśliwości pojazdów mechanicznych” (materiały z konferencji PAN NOT, Warszawa 1962 r.)
8. Mgr inż. Aleksander Kłębowski „Akustyka pojazdów szynowych” (materiały z konferencji PAN NOT, Warszawa 1962 r.)
9. Materiały reklamowe firmy Convair

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### BOEING 737 — SAMOŁOT NA KRÓTKIE TRASY

Firma Boeing postanowiła rozpocząć produkcję dwusilnikowego samolotu pasażerskiego na krótkie trasy — Boeing 737. Na decyzję tę wpłynął między innymi fakt zamówienia przez Lufthansę 21 samolotów tego typu.

Przy projektowaniu samolotu dolożono wszelkich starań, aby przez wybór odpowiedniego układu zapewnić możliwie najmniejsze koszty eksploatacji przypadające na samoloto-

-kilometr i możliwie największą sprawność w przelotach na krótkich trasach. W pracach nad nowym samolotem brali udział ci sami ludzie, którzy zbudowali samolot Boeing 727. Dzięki temu między obu typami istnieje duże podobieństwo pod względem obsługi, szkolenia załogi oraz duży stopień zamienności części. Dwuprzepływowe silniki Pratt and Whitney JT8D-1 są wymienne z silnikami samolotu 727, podobnie około 60% instalacji zastosowanych na obu samolotach wykazuje między sobą zupełną zgodność.

Odmienne niż w budowanych obecnie samolotach silniki zostały umieszczone pod skrzydłem samolotu. Twierdzi się, że w przypadku samolotu dwusilnikowego taki układ pozwala na zmniejszenie ciężaru konstrukcji przynajmniej o 680 kG i na powiększenie pomieszczenia dla pasażerów.

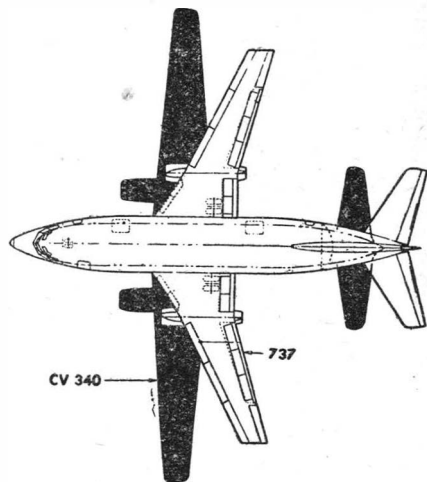
Zastosowano skrzydło o małej powierzchni, o skosie 25° i wypróbowanym układzie mechanizacji samolotu Boeing 727. Układ ten składa się ze slotów i klap Kruegera na nosku skrzydła oraz z klap na krawędzi spływu. Tak duża mechanizacja skrzydła przyczynia się wprawdzie do poważnego wzrostu kosztów obsługi, lecz pozwala za to na zwiększenie ekonomii przelotów dzięki możliwości przystosowania konfiguracji samolotu zarówno do małych, jak i dużych prędkości. Specjaliści z firmy Boeing są zdania, że skrzydło powinno mieć możliwie małą powierzchnię, jeżeli chce się uzyskać niskie bezpośrednie koszty eksploatacji. Pogląd, że stosując skrzydło o dużej powierzchni z prostymi urządzeniami nośnymi można zmniejszyć koszty eksploatacji nie jest technicznie uzasadniony. Przy zastosowaniu odpowiednio skutecznych urządzeń nośnych powierzchnia skrzydła



jest uwarunkowana wymaganą ilością paliwa. Istnieje zależność między bezpośrednimi kosztami eksploatacyjnymi a maksymalnym zasięgiem, gdyż doskonalenie urządzeń zwiększających siłę nośną stwarza coraz większe trudności w pomieszczeniu zbiorników o odpowiedniej pojemności. W przypadku samolotu na krótkie trasy stosowanie skrzydła o małej powierzchni jest korzystne również z tego powodu, że samolot taki musi latać na małych wysokościach, na których istnieje duża turbulencja powietrza, przy czym ze względu na ekonomię eksploatacji wymaga się możliwie największych prędkości przelotowych. Zastosowanie w takich warunkach skrzydła o małej powierzchni zapewnia dużą „gładkość” lotu. Wyposażenie samolotu w skuteczne urządzenia zwiększające siłę nośną zapewnia bardzo małą prędkość lądowania — ma to duże znaczenie ze względu na możliwość ślepego lądowania. Twierdzi się, że samolot Boeing 737 będzie mógł startować i lądować na krótszych pasach niż np. samolot „Viscount”.

Kabina pasażerska ma standardową szerokość kabin samolotów 707, 720 i 727 (sześć rzędów foteli) i może pomieścić 100 pasażerów. Wybór sześciu rzędów foteli zwiększa o 20% ciężar handlowy samolotu, przy czym bezpośrednie koszty eksploatacji wzrastają tylko o 2%. Drzwi kabiny pasażerskiej są umieszczone z lewej strony ogonowej części kadłuba. Wciągane pasażerskie schodki i pomocnicze źródło mocy czynią samolot niezależny od wyposażenia portu lotniczego.

W związku z zabudową silników pod skrzydłem zastosowano konwencjonalny układ usterzenia. Wprawdzie usterze-



nie w układzie T pozwala na zmniejszenie jego powierzchni i jest korzystniejsze ze względu na opory interferencyjne, z drugiej jednak strony umieszczenie usterzenia wysokości na szczycie usterzenia kierunku powoduje, że na dużych kątach natarcia usterzenie wysokości znajduje się w zaburzonym strumieniu, oderwanym od skrzydła i od gondol silnikowych. W strumieniu takim ciśnienie dynamiczne jest bardzo małe, w związku z czym ster wysokości nie jest skuteczny.

Pierwszy seryjny samolot ma być zbudowany w listopadzie 1966 roku — prototypy jako takie nie będą budowane — a pierwsze dostawy dla towarzystw lotniczych mają rozpocząć się w grudniu 1967 roku.

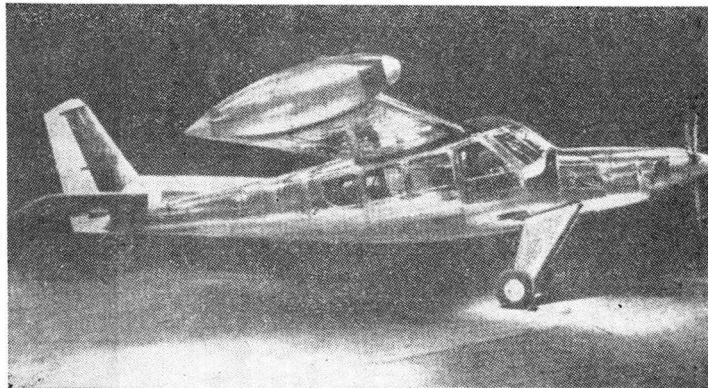
#### Porównanie samolotu Boeing 737 z samolotami BAC 1-11 i Douglas DC-9

	Boeing 737	BAC 1-11	Douglas DC-9
Silniki	2xJT8D-1	2xR.R. „Spey”	2xJT8D-5
Ciąg	6400 kG	4700 kG	5500 kG
Rozpiętość	26,5 m	27,1 m	26,6 m
Długość	28,5 m	28,5 m	32 m
Wysokość	11,3 m	7,4 m	8,35 m
Skos skrzydła	25°	20°	24°
Maks. ilość miejsc	100	79	90
Maks. ciężar całk.	39 000 kG	35 000 kG	36 000 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	37 000 kG	31 000 kG	34 000 kG
Prędkość przelot.	900 km/h	870 km/h	880 km/h
Zasięg	1110 km	3250 km	3500 km
Długość pasa do startu	1625 m	1970 m	1620 m

Długość pasa do lądowania            1420 m            1570 m            1530 m.  
W.K.

#### SAMOLOT SŁUŻBOWY O SKRÓCONYM STARTCIE

Amerykańska firma Helio opracowuje projekt samolotu krótkiego startu i lądowania HST-550. Samolot ten ma mieć zastosowanie jako samolot służbowy. Pod względem cech



aerodynamicznych jest on podobny do seryjnego samolotu Helio „Courier”, przy czym przewiduje się wykorzystanie wielu elementów konstrukcyjnych tego samolotu oraz dwusilnikowego samolotu H-500. Prototypy samolotu HST-550 będą budowane w dwóch wersjach: z turbinowym silnikiem śmigłowym Pratt and Whitney PT6A-6 i z turbinowym silnikiem śmigłowym Garret TPE 331-2-1, oba o mocy około 600 KM. Kabina samolotu będzie posiadać 8÷10 miejsc. Przewiduje się opracowanie — po roku 1965 — nowej wersji samolotu, o większej prędkości i lepszej charakterystyce STOL, z silnikiem o mocy 800 KM 7.

#### NOWY RODZAJ SILNIKÓW WENTYLATOROWYCH

Firma General Electric od dłuższego już czasu pracuje nad silnikiem wentylatorowym o bardzo dużym stosunku wydatków. Silnik ten ma spełniać wymagania stawiane przed napędem ciężkiego samolotu transportowego, opracowywanego w ramach programu CX-HLS. Nowym silnikiem interesują się firmy, które biorą udział w konkursie na samolot CX, a mianowicie: Boeing, Douglas i Lockheed. Jako napęd takiego samolotu bierze się również pod uwagę turbinowe silniki śmigłowe z regeneracją — jak np. silnik Allison T78 — i dwuprzepływowe silniki o stosunku wydatków 2:1 — jak np. silnik Pratt and Whitney STF 200.

Przed przystąpieniem do prac projektowych firma General Electric przeprowadziła rozległe badania w tunelach aerodynamicznych. Zbudowany w oparciu o wyniki tych badań układ napędowy GE1/J1 składa się z dwóch wytwornic gazu i jednostopniowego wentylatora z wieńcem turbinowym, umieszczonym na jego obwodzie. Stosunek wydatku powietrza wytwornic do wydatku powietrza wentylatora wynosi 10:1.

Tego rodzaju układ napędowy nie jest dla firmy General Electric zagadnieniem nowym. Zastosowano go po raz pierwszy jako układ nośny X-353-5B przeznaczony do samolotów pionowego startu. Ten sam układ, po usunięciu żaluzji zamykających wlot i wylot wentylatora, znalazł zastosowanie w badaniach nad zagadnieniami napędu samolotów o średnich prędkościach poddźwiękowych. W jego skład wchodzi silnik YJ85-5 o ciągu 1200 kG jako wytwornica gazu i wentylator o stosunku wydatków 12:1 z wieńcem turbinowym umieszczonym na obwodzie. Obliczenia wykazały, że układ ten może dać ciąg 2700 kG w temperaturze otoczenia od -18 do -6,5 °C i 2400 kG w temperaturze od 10 do 20 °C.

W układzie doświadczalnym wytwornica gazu jest zabudowana na grzbiecie wentylatora, a gazy wylotowe są rozprowadzane wzdłuż wieńca turbinowego za pomocą kolektora. Wentylator ma zmienny przekrój wylotowy dzięki zastosowaniu elastycznego stożka wylotowego. Stożek ten jest

nadmuchiwany w warunkach przelotowych w celu zwiększenia sprężu wentylatora, a podczas startu i przy małych prędkościach lotu pozostaje w stanie wiotkim, co zwiększa przekrój wylotowy wentylatora o 50% — większy przekrój wylotowy zapewnia w warunkach startowych większy ciąg dzięki zwiększonemu wydatkowi powietrza (przy zmniejszonej prędkości wylotowej).

Badania z ulepszonym układem napędowym GE1/J1 wykazały, że największe stosunki ciągu do jednostkowego zużycia paliwa uzyskuje się w przypadku zastosowania wytwornic zwielokrotnionych. Obecnie bierze się pod uwagę układy z dwiema lub trzema wytwornicami i jednym lub

General Electric spala w tych samych warunkach o 4% mniej paliwa. Przewaga ta utrzymuje się do wysokości 11 000 m.

Jeżeli chodzi o stosunek ciągu do ciężaru, to układ GE1/J1, przystosowany do warunków przelotowych, wykazuje o 25% większy stosunek ciągu do ciężaru niż silnik jednoprzepływowy (dotyczy to silnika nie zabudowanego, wyposażonego we wszystkie urządzenia niezbędne do badań stoiskowych).

Jak już wspomniano, najkorzystniejszą konfigurację stanowi układ składający się z dwóch lub trzech wytwornic gazu i z jednego lub dwóch wentylatorów, przy czym dwa wentylatory wytwarzają taki sam ciąg jak jeden wentylator o średnicy o 30% większej. (Należy zauważyć, że dwa wentylatory są łatwiejsze do zabudowy). Układ z trzema wytwornicami pozwala na pracę z 30% obciążeniem przy małym jednostkowym zużyciu paliwa. Trzy generatory pracują tylko wówczas, gdy jest wymagany duży ciąg do lotu z większą prędkością i do startu. W przypadku długotrwałego lotu z małą prędkością pracuje tylko jedna wytwornica, napędzając oba wentylatory. Jest to korzystne w przypadku zadań o dużej długotrwałości lotu, gdyż zapotrzebowanie ciągu zmniejsza się ze wzrostem długotrwałości lotu.

Wytwórnia General Electric uważa, że proponowany przez nią układ napędowy zapewnia dużą ekonomię eksploatacji w dużym zakresie prędkości i wysokości lotu, pozwalając na wykonywanie zadań wymagających zarówno dużych prędkości, jak i dużej długotrwałości lotu.

Na podstawie przytoczonych powyżej wyników studiów i badań firma Lockheed przeprowadziła prace mające na celu porównanie układu napędowego General Electric z regeneracyjnym turbinowym silnikiem

śmigłowym w zastosowaniu do ciężkich samolotów transportowych o ciężarze całkowitym od 227 do 318 T i ciężarze ładunku od 45 do 59 t. Z porównania tego wynika, że w zakresie wysokości do 6000 m i prędkości do 740 km/h silniki regeneracyjne zapewniają zasięg większy o 25%. W przypadku zastosowania urządzeń sterowania warstwa przyścienna, korzystny dla silników regeneracyjnych zakres prędkości zmniejsza się do 550 km/h.

Jedną z koncepcji firmy Lockheed obejmuje samolot transportowy o ciężarze całkowitym około 220 T, napędzany sześcioma wentylatorami o stosunku wydatków 10:1, z których każdy jest zasilany dwiema wytwornicami. Zasięg samolotu z ładunkiem o ciężarze 59 T przy prędkości 670 km/h i na wysokości 9200 m wynosi 7400 km.

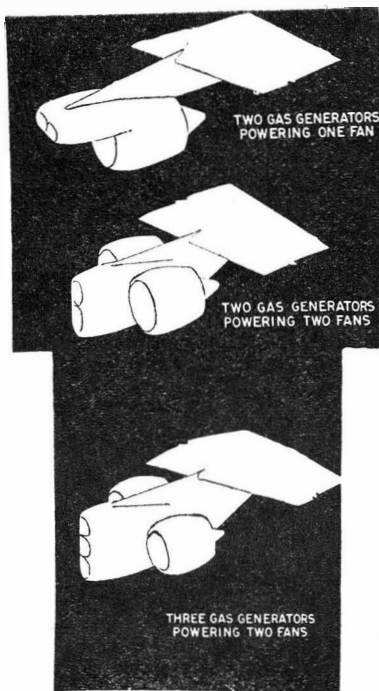
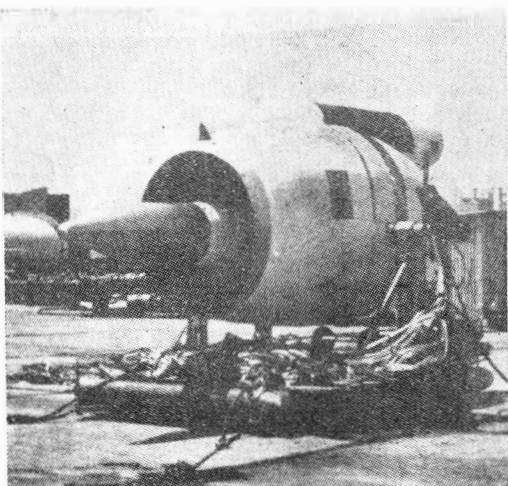
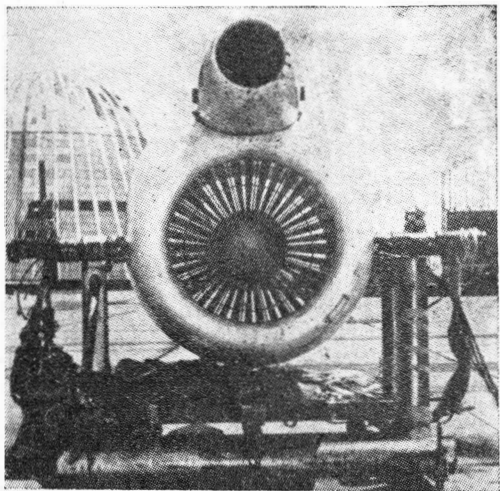
Bierze się również pod uwagę zastosowanie opisanego układu napędowego do małych samolotów pasażerskich i służbowych.

W. K.

### SILNIK RAKIETOWY NA STAŁY ŚRODEK NAPĘDOWY Z CIĄGIEM REGULOWANYM W SPOSÓB CIĄGŁY

Firma Aerojet-General Corp. buduje silnik raketowy na stały środek napędowy, który może być „dławiony” oraz włączany i wyłączany, podobnie jak silnik na ciekły środek napędowy. Dzięki temu silnik ten może spełniać wszystkie zadania, które dotychczas były powierzane wyłącznie silnikom na ciekły środek napędowy. Komora spalania silnika o średnicy 10 cm jest napełniona normalnym stałym środkiem napędowym. „Dławienie” i wyłączanie silnika odbywa się za pomocą przesuwanego hydraulicznie wewnętrznego stożka, który zmienia przekrój krytyczny dyszy wylotowej. Przy całkowitym odsłonięciu przekroju krytycznego ciśnienie w komorze spalania spada tak silnie, że proces spalania zostaje przerwany. W czasie prób w Sacramento, przeprowadzonych w warunkach odpowiadających wysokości 30 000 m, silnik wyłączano i włączano sześciokrotnie, a ciąg zmniejszono od wartości maksymalnej do zera w ciągu pół sekundy.

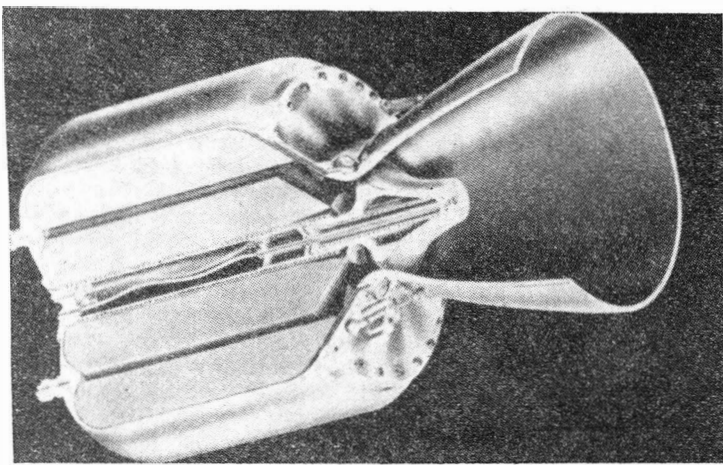
W. K.



dwoma wentylatorami. Dużo uwagi poświęcono konstrukcji gondol wentylatorowych ze względu na ich dużą średnicę i związany z tym duży opór. Z badań tunelowych wynika, że wentylator może pracować w szerokim zakresie kątów natarcia bez potrzeby stosowania skomplikowanej mechanizacji wlotu. Nie zaobserwowano oderwania strumienia we wlocie w zakresie kątów natarcia sięgających 60°.

Obliczenia i badania tunelowe wskazują, że stosunek wydatków 12:1 pozwala na uzyskanie trzy razy większego ciągu niż ciąg turbinowego silnika odrzutowego o tych samych parametrach gazodynamicznych co parametry wytwornicy gazu układu wentylatorowego. Układy wentylatorowe o stosunku wydatków od 6 do 12 wykazują w porównaniu z silnikami wentylatorowymi (dwuprzepływowymi) o stosunku wydatków 1,5:1 mniejszy spadek ciągu ze wzrostem wysokości lotu do 7600 m. Różnica wynosi około 14% dla układu o stosunku wydatków 6:1 i 19% dla układu o stosunku wydatków 12:1. Mniejsze różnice występują w zakresie wysokości 7600÷11 000 m. Dane te odnoszą się do prędkości lotu odpowiadającej  $Ma = 0,8$ . Wykazano poza tym, że opisany układ napędowy odznacza się mniejszym jednostkowym zużyciem paliwa — w porównaniu z silnikiem dwuprzepływowym o stosunku wydatków 1,5:1 — w całym zakresie wysokości i prędkości lotu. I tak na wysokości 7600 m silnik dwuprzepływowy spala o 1,5% mniej paliwa niż na poziomie morza, natomiast układ napędowy

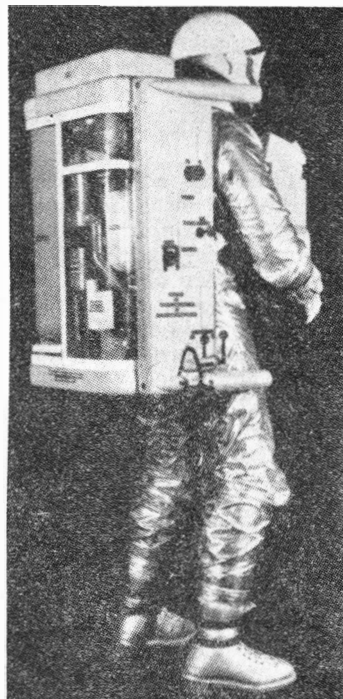




## NAPĘD DLA ASTRONAUTÓW

Firma Ling-Temco-Vought buduje „tornister napędowy” dla astronautów, który łącznie z zawieszoną na piersiach skrzynką stanowi tzw. zespół manewrowy MMU (Modular Manoeuvring unit). Ma on 12 dysz — po cztery do ruchu do przodu i do tyłu i po dwie do ruchu do góry i do dołu — którymi wypływa gaz powstający z rozkładu wody utlenionej. W przedniej skrzynce, opracowanej przez NASA, znajdują się urządzenia klimatyzacyjne i ciśnieniowe skafandra, jak również wskaźniki i światelka kontrolne urządzenia tlenowego. „Tornister” ma być zastosowany po raz pierwszy w czasie lotów „Gemini” w roku 1966, gdy obaj astronauta, wykorzystując to urządzenie, oddalą się od kabiny na odległość 300 m.

W. K.



## BADANIA LABORATORYJNE DOTYCZĄCE PRZYSZŁYCH LOTÓW W ATMOSFERZE MARSA I WENUS

Istnieją już pewne dane dotyczące składu atmosfery zarówno Wenus jak i Marsa. Można więc zbadać szereg zjawisk przeplywowo-termodynamicznych, które będą przebiegać odmiennie niż w ziemskiej atmosferze, wskutek zupełnie odmiennego składu atmosfery tych planet.

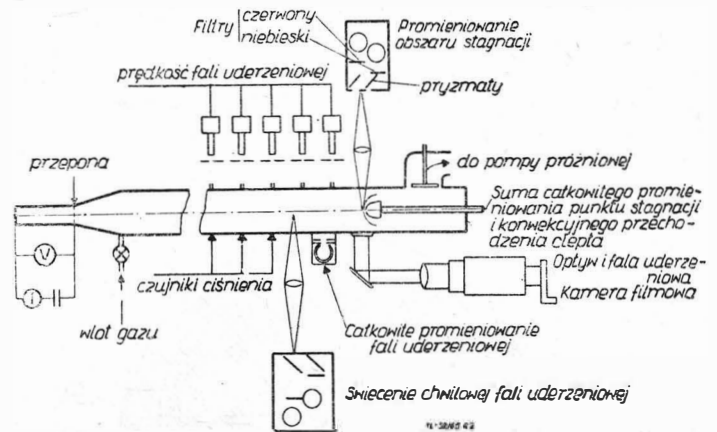
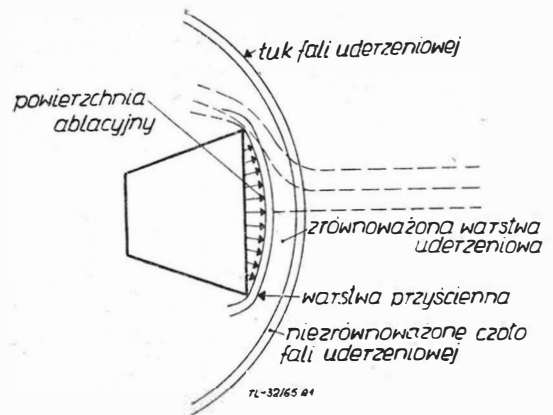
Dotychczas przeważały opinie, że wejście w atmosferę musi się odbywać z ograniczoną prędkością ze względu na konieczność unikania nadmiernego nagrzania powierzchni. Podstawowym sposobem było tu stosowanie silników hamujących i — w ostatniej fazie — spadochronów. W przypadku lądowania na „obcej” planecie musi się specjalnie uwzględniać oszczędność paliwa — a więc należy unikać projektów z silnikami hamującymi. Rozważa się więc wejście w atmosferę z większą prędkością, którego zaletą będzie skrócenie czasu przechodzenia ciepła do wnętrza statku.

Przy ogromnych temperaturach otaczającego gazu część ciepła będzie oddalana przez wypromieniowanie, a reszta za pomocą chłodzenia powierzchni — topiącym się tworzywem, unoszącym ze sobą ciepło (materiały ablacyjne).

Wejście do atmosfery Marsa czy Wenus nastąpi z prędkością większą od orbitalnej, która dla Marsa wynosi 5,5 km/sek, a dla Wenus 11,4 km/sek. Przy wejściu bez orbity pośredniej wejście do atmosfery Marsa wyniesie od 6,7 do

8,4 km/sek, a dla Wenus od 11,7 do 15,0 km/sek. Tak duże więc prędkości należy uzyskać w urządzeniach badawczych, przy czym przepływający gaz musi mieć skład zbliżony do atmosfery tych planet.

Z obliczeń wejścia do atmosfery Wenus pod różnymi kątami wynika, że przy wejściu pionowym temperatura wyniesie aż 13 000 °K. Przy wejściu pod kątem 15° temperatura będzie niewiele mniejsza. Są to oczywiście temperatury w warstewce gazu bliskiej powierzchni statku. Przy tych temperaturach potrzebne są badania promieniowania



gorących gazów i jednocześnie przenikania ciepła do powierzchni statku.

Istniejące teoretyczne modele dla obliczania ważnej tu warstwy przyściennej zbyt upraszczają sytuację fizyczną, tak że doświadczone pomiary są niezbędne. Drugim tematem badań są wymagania dla materiałów ochronnych.

Na rys. 1 widać obraz opływu kabiny kosmicznej lecącej z prędkością hipersoniczną w gęstszych warstwach atmosfery. Strugi gazu rozdzielają się i pośrodku powstaje obszar zastoju, czyli stagnacji. Nacierająca na gaz ścianka kabiny pokryta jest warstwą tworzywa ablacyjnego — unoszącego część ciepła. Przed czołem rozciąga się łuk fali uderzeniowej, tuż przy ściance kabiny znajduje się warstwa przyścienna. Między warstwą przyścienną i falą uderzeniową mieści się tak zwana warstwa uderzeniowa.

Pole przepływu składa się więc z następujących części:

1. Niezrównoważone czoło fali uderzeniowej, charakteryzujące się wysoką temperaturą przepływającego gazu i odpowiednio wysoką intensywnością promieniowania. Należy tu dodać, że przy tak dużych prędkościach obszar zastoju jest w większości zjonizowany i na czołe fali zachodzi właśnie jonizacja, a quasi-równowaga zachodzi dopiero za falą.

2. Zrównoważona warstwa uderzeniowa, w której własności gazu są w chwilowej równowadze.

3. Warstwa przyścienna, w której lepkość, przewodzenie i warunki przenikania mają duże znaczenie.

Całkowite ciepło wytwarzane tutaj składa się z ciepła konwekcji, ciepła promieniowania gazu będącego w równowadze i gazu będącego w stanie niezrównoważonym.

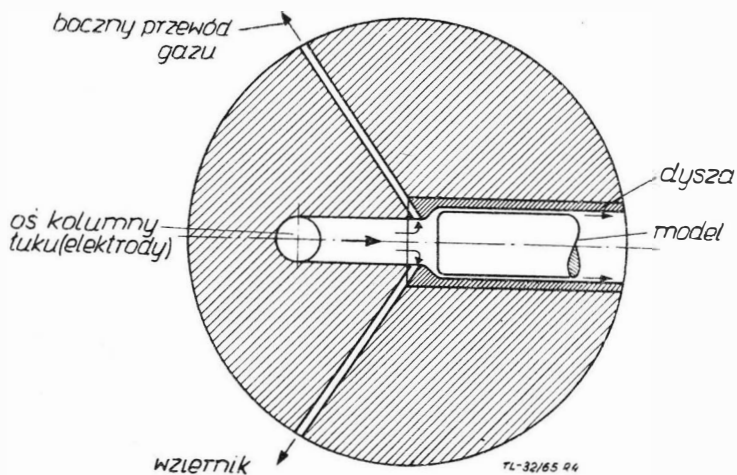
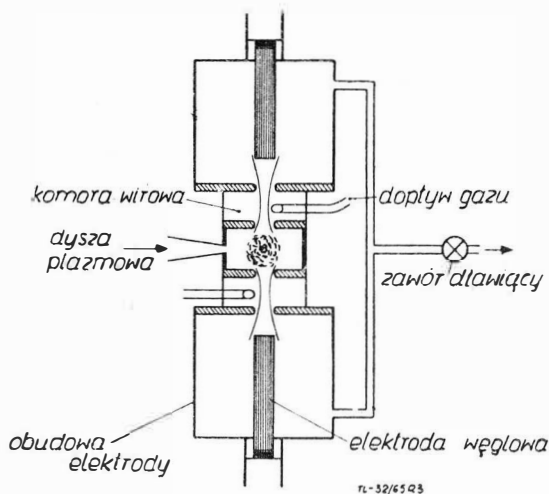
Strumień ciepła przenikający do ścianki składa się z ciepła wytworzonego, jak podano wyżej, minus ciepło unoszo-

ne przez tworzywo ablacyjne i ciepło wypromieniowane od tejże ścianki.

Dla badań wymienionych zjawisk stosuje się rurę uderzeniową ogrzewaną łukiem elektrycznym (rys. 2).

Wytworzenie silnej fali uderzeniowej przy dostatecznie dużym ciśnieniu początkowym uzyskuje się tu przez działanie w helu szybkiego wyładowania (rzędu 0,05 sek.) elektrycznego z kondensatora. Wyładowanie odbywa się w pojemniku o średnicy 100 mm i długości 1,5 m. Cienki drut łączy elektrody dla zainicjowania wyładowania.

Część napędzana oddziela przepona z nierdzewnej stali z ukośnymi rysami dla lepszego pęknięcia po „wybuchu”. Rura z napędzanym gazem ma średnicę 150 mm i długość 10 m. W przestrzeni pomiarowej powstaje prędkość 10 km/sek przy ciśnieniu 1 mm słupa rtęci. Powstaje tu temperatura  $11\ 000 \div 17\ 000^\circ\text{K}$ .



Na modelu, znajdującym się w przestrzeni pomiarowej, prowadzi się badania konwekcyjnego przechodzenia ciepła i wypromieniowania.

Rura uderzeniowa jest uzbrojona w następujące urządzenia badawcze:

- 1) czujniki ciśnienia rejestrujące zmiany ciśnienia wzdłuż rury za przeponą;
- 2) urządzenie do pomiaru prędkości za pomocą pomiaru zmiany świecenia fali uderzeniowej;
- 3) urządzenie do pomiaru promieniowania w punkcie najsilniejszego nagrzania;
- 4) urządzenie do pomiaru promieniowania fali uderzeniowej;
- 5) kamera filmująca przepływ z wiciką częstotliwością.

Prócz wymienionych pomiarów cieplnych dokonuje się pomiarów składu gazu w miejscu zastoju.

Ważną rzeczą jest określenie własności różnych materiałów ablacyjnych w obecności gazu o składzie zbliżonym do przypuszczalnego składu atmosfery Marsa i Wenus, gdyż materiały te inaczej będą się zachowywać przy dużej ilości dwutlenku węgla.

Urządzenie do badania materiałów ablacyjnych jest to łukowy ogrzewacz połączony z dyszą (rys. 3). Duża komora

jest obudową anody i katody, które stanowią elektrody węglowe. Badany gaz wchodzi do tak zwanej komory wirowej, miesza się z proszkiem węglowym, odrywającym się od elektrod i ogrzewa się do bardzo wysokich temperatur. Następnie gaz wyrzucany jest z podgrzewacza w kierunku nasad elektrod. Część gazu bez zanieczyszczeń wchodzi do komory wyrównawczej, zaś część najbardziej zanieczyszczona jest odprowadzana na zewnątrz przewodami.

Uchodzący z komory wyrównawczej gaz rozpręża się w dyszy i wpada do tunelu pomiarowego. W przestrzeni pomiarowej znajduje się model zakończony przecikiem z badanego tworzywa, którego ubytek mierzy się w czasie badania. Badaniom poddano dwa tworzywa — nylon i teflon. Nylon zwęglął się na powierzchni i dzięki szaremu nalotowi bardziej pochłaniał ciepło promieniowania rozżarzonych gazów. Teflon nie miał tej wady. Badania te będą jeszcze powtarzane przy różnych składach gazu opływającego. Czas pracy tego tunelu wynosił do 6 sekund.

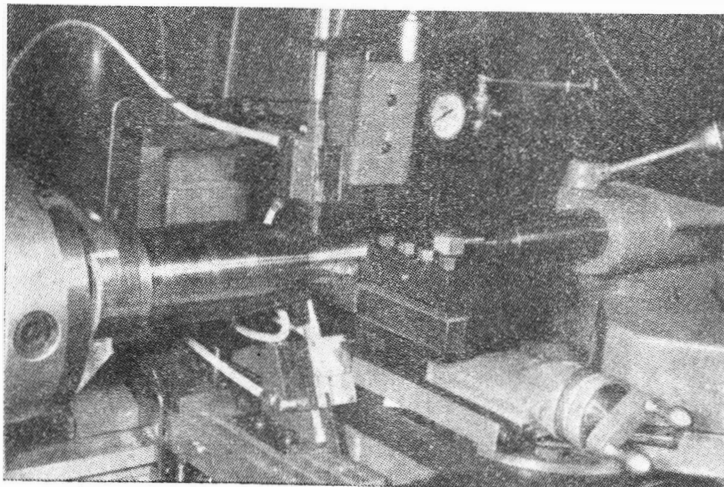
Dla badania wpływu samego promieniowania stosuje się jeszcze inny układ. Tu, jak poprzednio, wysoka temperatura gazu powstaje dzięki działaniu łuku elektrycznego (rys. 4), następnie gaz doprowadzany jest do modelu i odprowadzany bocznymi kanałami. W ten sposób na model działa promieniowanie samego łuku elektrycznego i od strumienia gazów. Łuk elektryczny można odsuwać i regulować.

Opisane badania, łącznie z obliczeniami, wykazały, że przy torze o prostokątym wejściu do atmosfery Wenus silne nagrzanie od promieniowania jest pięć razy większe od nagrzania konwekcyjnego. Przy łagodniejszych kątach wejścia konwekcyjne nagrzanie przeważa. Z. Br.

### OBRÓBKA MECHANICZNA NA GORĄCO

Nad tą metodą obróbki zaczęto pracować już w roku 1957. Jak wykazały doświadczenia, dzięki nowej metodzie można zwiększyć wydajność godzinową do 400% lub przy tej samej wydajności zwiększyć trwałość narzędzia nawet 100-krotnie. Metoda obróbki na gorąco polega na nagrzaniu do wysokiej temperatury warstwy metalu bezpośrednio przeznaczonej do zdjecia. Temperatura nagrzania powinna być wystarczająco wysoka (zwykle około  $600\text{--}700^\circ\text{C}$ ), ażeby spowodować spadek wytrzymałości na ścinanie. Dotychczasowe próby obejmowały toczenie i frezowanie. Nie znaleziono natomiast poprawnego rozwiązania na wiercenie na gorąco. Doprowadzane ciepło nagrzewa całe wiertło, a nie opracowano skutecznej metody na nagrzewanie lokalne miejsc materiału bezpośrednio przed wiertłem. Podstawową trudność nowej metody stanowi dobór właściwego źródła i sposobu nagrzewania.

Idealna metoda nagrzewania powinna gwarantować nagrzanie tylko strefy bliskiej płaszczyzny ścinania, a jednocześnie eliminowała ujemne skutki nagrzewania, jak odpuszczanie lokalne i skrzywienia. Poza tym wymagania obejmują wysoką wydajność cieplną, możliwość utrzymania stałej zadanej temperatury przed ostrzem, niskie koszty instalowania i eksploatacji, łatwość sterowania i zupełne bezpieczeństwo dla obsługi. W toku prób stwierdzono, że najlepszą metodą jest nagrzewanie oporowe prądami o częstotliwości radiowej. Wykorzystuje się tu zjawisko, że prąd płynie po drodze najmniejszej oporności pozornej, a nie najmniejszej oporności rzeczywistej. Najmniejszą oporność pozorną realizuje się przez zbliżenie przewodu zasilającego



do powierzchni, która ma być nagrzana. Dla zamknięcia obwodu prąd płynie w przedmiocie tuż pod powierzchnią, powodując nagrzanie jedynie wąskiej zdejmowanej warstwy bezpośrednio przed ostrzem. Nagrzewanie można realizować poprzez dwie elektrody specjalne lub też wykorzystując narzędzie jako jedną elektrodę, a drugą zetkniętą z przedmiotem obrabianym, za narzędziem. W tym drugim przypadku najbardziej nagrzana strefą jest płaszczyzna ścinania, co jest najkorzystniejsze. Na zdjęciu pokazano obróbkę goleni podwozia przy zastosowaniu grzania dwiema elektrodami specjalnymi. Dzięki wprowadzeniu tej metody można wydajnie obrabiać elementy ulepszone cieplnie nawet do wytrzymałości  $R_r = 175 \text{ kG/mm}^2$ .

Metoda ta daje bardzo dobre wyniki dla stali stopowych wysoko ulepszonych. Zastosowanie jej do materiałów żaroodpornych nie dało pozytywnych rezultatów, gdyż materiały te podgrzewane do temperatury  $600\text{--}800^\circ\text{C}$  nie tracą swojej wytrzymałości, co jest przecież celem nagrzewania. Wstępny rachunek ekonomiczny wykazał opłacalność stosowania tej metody dla wielu przypadków produkcyjnych.

Dotychczasowe próby ograniczały się do warunków laboratoryjnych.

A. G.

## RENE 62 — SUPERSTOP O DUŻEJ WYTRZYMAŁOŚCI NA KONSTRUKCJE SPAWANE

Superstopy stosowane na konstrukcje spawane, pracujące w wysokiej temperaturze, obarczone były wadami niskiej odporności na starzenie się w warunkach zmiennej temperatury. Objawiało się to pęknięciami w miejscach spawania lub zgrzewania. Nowy stop opracowany został pod kątem dobrej spawalności. Nadaje się on na wysoko obciążone konstrukcje, które będą pracować w temperaturach do  $820^\circ\text{C}$ .

Stop Rene 62 jest mało czuły na starzenie i ma dużą plastyczność w wysokich temperaturach. Jego wytrzymałość uzyskuje się przez utwardzanie dyspersyjne. Skład nowego żaroodpornego stopu zawiera się w granicach:

aluminium —  $1,10\div 1,40\%$ ; niob —  $2,10\div 2,50\%$ ; tytan —  $2,35\div 2,63\%$ ; molibden —  $8,50\div 9,50\%$ ; chrom —  $13,50\div 16,50\%$ ; żelazo —  $21,0\div 24,0\%$ ; węgiel —  $0,02\div 0,08\%$ ; mangan —  $0,25\%$  (maks.); krzem —  $0,25\%$  (maks.); bor —  $0,005\div 0,015\%$ ; nikiel — reszta. Ciężar właściwy stopu wynosi  $10,8 \text{ G/cm}^3$ .

Wyżarzanie przeprowadza się w temperaturze  $1060\text{--}1100^\circ\text{C}$  przez  $10\text{--}60$  minut z następnym chłodzeniem w wodzie. Po tej operacji materiał wykazuje najlepsze cechy obrabialności i spawalności, a jego twardość jest mniejsza od  $25 \text{ HRC}$ . Zalecane jest drugie wyżarzanie, po operacjach formowania ewentualnie spawania, dla usunięcia naprężeń wewnętrznych. Dla uzyskania optymalnych własności poddaje się go zabiegowi podwójnego starzenia w temperaturach  $760^\circ$  przez 16 godzin i chłodzeniu na wolnym powietrzu oraz w temperaturze  $660^\circ\text{C}$  przez 24 godziny i studzeniu na wolnym powietrzu. Blacha o grubości  $1,6 \text{ mm}$  ze stopu Rene 62 po podwójnym starzeniu ma wytrzymałość na rozciąganie  $R_r 145 \text{ kG/mm}^2$ . Wytrzymałość ta prawie nie spada do temperatury  $550^\circ\text{C}$ , a następnie dopiero zarysowuje się łagodny spadek; przy temperaturze  $760^\circ\text{C}$  wytrzymałość wynosi około  $100 \text{ kG/mm}^2$ . Dla porównania z innymi materiałami tej klasy, na przykład w temperaturze  $550^\circ\text{C}$ , stop Rene 62 przewyższa Rene 41 o  $15\%$ , a Inconel 718 o  $30\%$ . Drugą korzystną cechą wytrzymałościową nowego stopu jest brak „progu kruchości”, który występuje w innych stopach żaroodpornych tej klasy mniej więcej w temperaturze  $650^\circ\text{C}$ . Dla stopu Rene 62 ciągliwość rośnie z temperaturą w sposób niezaburzony.

Dobre własności spawalnicze i plastyczne oraz duża wytrzymałość w wysokich temperaturach pozwalają stosować go na skomplikowane, wysoko obciążone elementy konstrukcyjne pracujące w temperaturze do  $820^\circ\text{C}$ , na przykład na obudowę turbiny i na inne elementy z blach gorącej części silników turbinowych. Dobre zachowanie się tego materiału w temperaturach od  $440$  do  $750^\circ\text{C}$  pozwala stosować go na tarcze i łopatki, na przykład ostatnich stopni sprężarki oraz na inne elementy kute. Dotychczas wykonano kilka wytopów tego materiału od  $220$  do  $2200 \text{ kG}$ , robiąc wlewki o ciężarze do  $700 \text{ kG}$ .

A. G.

## WIADOMOŚCI SIMP

Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich podjął na zebraniu w dniu 8 marca rb. następującą uchwałę:

Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich „SIMP”, działając jako reprezentacja 30 000 zrzeszonych w nim członków, zgłasza protest przeciwko próbie uznania z dniem 8 maja 1965 r. wszystkich zbrodni niemieckich z drugiej wojny światowej za przestawione.

Miliony bestialsko pomordowanych dzieci, kobiet, starców i chorych, mordowanie bezbronnych jeńców sprzeczne z obowiązującymi układami międzynarodowymi, mordowanie milionów ludzi bez

względu na wiek i płeć w obozach koncentracyjnych — fabrykach śmierci, systematyczne niszczenie miast i wsi wraz z wszelkim dorobkiem kulturalnym naszego narodu, niszczenie całego przemysłu, transportu i komunikacji oraz całej gospodarki narodowej — oto krwawy bilans okupacji i działań wojennych współczesnych barbarzyńców.

Wszystkie te zbrodnicze wyczyny nie mogą pójść w niepamięć ani ulec przedawnieniu. Wszelkie próby zaniechania ścigania zbrodni są sprzeczne z prawem międzynarodowym i poczuciem sprawiedliwości i prowadzą do odrodzenia zbrodniczej machiny wojennej i przygotowań do nowych wojen, zbrodni wojennych i bestialstwa.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

● W. Brytania i NRF zawarły umowę w sprawie wspólnego prowadzenia studiów i doświadczeń nad samolotami transportowymi o pionowym starcie. Umowa objęła firmy: Hawker Siddeley Aviation Ltd. oraz Dornier Werke GmbH, przy czym na koszt obydwóch kontrahentów prowadzone będą badania na bazie rozwoju samolotu Dornier Do 31. Dwa prototypy tego typu są obecnie w budowie na zamówienie niemieckiego Ministerstwa Obrony.

● Francuskie przedsiębiorstwo Sud-Aviation i firma Bólkow z NRF nawiązały kooperacyjną współpracę w zakresie rozwoju lekkich śmigłowców wojskowych. W szczególności umowa dotyczy postępu technicznego w konstrukcji sztywnych wirników z łopatkami z laminatów. Tego typu wirniki są produkowane przez firmę Bólkow dla Ministerstwa Obrony NRF i objęte są licencją zakupioną przez Sud-Aviation. Śmigłowiec Alouette II ma być — staraniem obu kontrahentów — wyposażony w plastikowe wirniki niemieckiego typu.

● Na świecie jest obecnie około 115 tys. samolotów służących użytkowi prywatnemu. Są to przeważnie samoloty lekkie, 1-silnikowe, 2-4-miejscowe; nie brak jednak 2- i 4-silnikowych (zarówno łotkowych, jak i odrzutowych). Najwięcej, aż 84 tys. zarejestrowanych jest w Stanach Zjednoczonych, w tej liczbie około 20 tys. służy wyłącznie do prywatnych celów handlowych. Następnie miejsce pod względem ilości samolotów prywatnego użytku zajmuje Kanada — około 6 tysięcy, Francja — 4 tys., Brazylia — 3 tys., Meksyk i Argentyna — po 2 tys., Australia, NRF — po 1,5 tys. i Wielka Brytania — 1 tys.

● Z inicjatywy Międzynarodowego Ośrodka Lotnictwa Rolniczego i przy poparciu ICAO oraz Organizacji Narodów Zjednoczonych do Spraw Wyżywienia i Rolnictwa (FAO) będzie zorganizowana przy College of Aeronautics, Cranfield, Bedfordshire w Anglii szkoła pilotów rolniczych. Warunkiem przyjęcia na kurs jest posiadanie licencji pilota handlowego (commercial pilot's licence) lub równoznaczne wykształcenie lotnicze. Program kursu obejmuje: a) technikę zabiegów lotniczo-rolniczych — 35 godzin lotu, b) bezpieczną obsługę chemikali rolniczych, c) planowanie operacyjne lotów i organizację pracy. Czas trwania kursu około 6 tygodni. Język wykładowy — angielski. Opłata za kurs łącznie z utrzymaniem — 550 funtów. Otwarcie szkoły przewiduje się w październiku 1965 r.

● Porozumienie w sprawie ustanowienia światowego systemu łączności przy pomocy sztucznych satelitów Ziemi parafowane zostało w Waszyngtonie przez 13 krajów (wśród nich przez Watykan). Przewidziana porozumieniem sieć satelitów kosztować będzie 200 mln dolarów i ma funkcjonować od 1967 r.

● W roku 1963 Amerykanie wystrzelili 56 sztucznych satelitów, 900 małych rakiet meteorologicznych i blisko 100 dużych rakiet naukowych do badania górnych warstw atmosfery, jonosfery, ziemskiego pola magnetycznego i promieniowania kosmicznego. Uzyska-

no za pośrednictwem satelitów meteorologicznych około 250 tysięcy fotografii.

● Oto kilka informacji z dziedziny X Szybowcowych Mistrzostw Świata. Kierownikiem Mistrzostw jest (znana z Leszna) Anna Welch, przewodniczącym Komisji Sędziowskiej R. Harper. Powołane zostaje jury międzynarodowe, w skład którego wchodzi przedstawiciele wszystkich ekip. Ciałem to rozstrzyga odwołania od decyzji sędziów. Każdy zgłoszony do zawodów szybowiec — za każdy wypadek — jest ubezpieczony od odpowiedzialności cywilnej do wysokości 25 000 funtów. Dozwolona jest naprawa i wymiana części szybowca. Regulamin zawodów obejmuje szereg przepisów zapewniających bezpieczeństwo lotów. Zwycięzcy otrzymują złote, srebrne i brązowe plakietki FAI, mistrzowie — dodatkową puchary. Kierownictwo zawodów funduje nagrody dla pierwszych 25% pilotów w każdej klasie. Opłata uczestnictwa w X S.M.S. wynosi 150 £ (ok. 420 dol.).

● Ekipa radziecka brała ostatni raz udział w zawodach S. M. S. w Lesznie w 1958 r., gdzie zajęła miejsca w drugiej i trzeciej dziesiątce. Obecnie przedstawiciele Zw. Radzieckiego dysponują nowoczesnymi szybowcami: KAJ-19, KAJ-14 i A-15.

● Ostatnio toczyły się w Bukareszcie obrady przedstawicieli „Sześciopoolu lotniczego krajów demokracji ludowej”, w skład którego wchodzi: Bułgaria, CSRS, NRD, Polska, Rumunia i Węgry. Obrady przyniosły szereg postanowień przede wszystkim w dziedzinie poprawy jakości obsługi podróży, ulepszenia systemu rezerwacji miejsc, zapewnienia podróży ciągłości podróży w wypadku przesiadania, współpracy prawnej towarzystw członków poolu, łączności itd. Ponadto wprowadzono ulepszenia w systemie i zakresie opieki nad pasażerami wszystkich linii wchodzących w skład „Sześciopoolu” w wypadku opóźnienia, czy odwołania lotów, a także w wypadku ewentualnego zagubienia bagażu. Ustalono, że towarzystwo lotnicze, na którego terenie działalności stwierdzono niedociągnięcie tego rodzaju natychmiast załatwia sprawę z pasażerem, a dopiero później zajmuje się stroną formalną sprawy.

● Pisaliśmy w ostatniej Kronice o wprowadzeniu znacznych zniżek dla uczestników wycieczek lotniczych z krajów zachodnioeuropejskich do Polski. Dziś odnotujemy, że zniżki te obowiązują od 1.IV br., i że wysokość ich jest poważna. Kilka przykładów minimalnych ryczałtowych dolarowych cen sprzedaży biletów dla wy-

cieczek do Warszawy — z: Kopenhagi — 74,9 (normalna taryfa łam i z powrotem — 114), Amsterdamu i Brukseli — 115,7 (157), Londynu 154,00 (204,10), Paryża — 137 (185,90).

● Skandynawskie linie lotnicze SAS obniżyły z dniem 1.III. br. o 5% ceny biletów pasażerskich w przelotach między krajami skandynawskimi. Jest to już druga obniżka wprowadzona przez to przedsiębiorstwo. Pierwsza dotyczyła cen przelotów na liniami wewnętrznymi Danii, Norwegii i Szwecji.

● Liczba kandydatów na pilotów samolotowych wzrosła w 1964 roku w USA o 18%. Ło egzaminów stanęło 51 500 osób, wobec 44 000 w roku 1963.

● W Nowym Jorku odbył się strajk 1523 pilotów towarzystwa zeglugi powietrznej „Pan American Airways” na 116 warunków nowej umowy zbiorowej, dotyczących płac i godzin pracy.

● W związku z coraz silniej odczuwanym niedoborem pilotów komunikacyjnych samolotów odrzutowych, rozważane jest rozpoczęcie szkolenia w pilotażu podstawowym w szkołach lotniczych, uruchamianych specjalnie dla nowych kandydatów na pilotów linii lotniczych. Przedsiębiorstwa lotnicze zawierają kontrakty z kandydatami posiadającymi znacznie niższe kwalifikacje zawodowe niż było to wymagane przed pięćmi laty. Rozważa się możliwość przyjęcia np. pilotów z 400 godzinami lotów — nawet bez licencji na samoloty komunikacyjne i umiejętności latania w warunkach IFR. Wymagania kwalifikacyjne mogą być obniżone — zdaniem przedsiębiorstw lotniczych — ponieważ potrzebny obecnie personel to głównie 2 piloci na samoloty odrzutowe lub inżynierowie pokładowi. Jest to wynikiem praktykowanej coraz szerszej tendencji do tworzenia 3-osobowego składu załóg latających. Stale wzrastająca ilość samolotów odrzutowych wymaga także ciągłego dopływu do składowych załóg 3-osobowych inżynierów pokładowych z kwalifikacjami pilotów. Ostatnio praktykuje się przyjmowanie pilotów i przeszkalanie ich w zakresie obowiązków inżyniera pokładowego.

● W Wiedniu otworzono reprezentacyjny lokal przedstawicielstwa PLL „Lot”. Po Atenach, Berlinie, Kopenhadze, Paryżu i Londynie — jest to szóste biuro naszych linii lotniczych za granicą.

## KRONIKA

● Ostatnio odbyło się w Warszawie posiedzenie Podkomisji Konserwacji Ekspонатów Międzyresortowej Komisji Organizacyjnej Muzeum Lotnictwa i Domu Lotnika. Na posiedzenie zostali zaproszeni przedstawiciele prasy lotniczej, wśród nich redaktor działowy naszego miesięcznika. Przewodniczący Komisji, inż. St. Wasilewski, zapoznał zebranych z historią staran o zabezpieczenie lotniczych ekspонатów muzealnych oraz programem działalności Komisji. Następnie przewodniczący zwrócił się do przedstawicieli prasy o poinformowanie czytelników o podjęciu trudnej, lecz pięknej i zaszczytnej akcji zabezpieczenia i udostępnienia ginących ekspонатów lotniczych. Na razie eksponaty stanowią samoloty (z okresu I wojny światowej) pozostawione przez Niemców, czasowo zabezpieczone w Pilawie, potem we Wrocławiu, ostatnio zaś — w hangarze na lotnisku Rakowice pod Krakowem. Tu — w 1964 r. — zorganizowano wystawę, którą zwiedziło blisko 80 tys. miłośników lotnictwa. Eksponaty wymagają rąk fachowców. Sprawie tej — tak bardzo leżącej nam na sercu — poświęcimy oddzielny artykuł. Dziś podajemy adres, pod który należy zgłaszać się dla okazania pomocy: „Komisja Organizacyjna Muzeum Lotnictwa przy APRL”, Warszawa, ul. Krakowskie Przedmieście 55.

● W Domu Technika w Warszawie odbyło się zebranie Rady Głównej NOT, podczas którego wiceprezes, mgr inż. I. Czerwiński, złożył sprawozdanie z działalności zarządu NOT. Następnie prezes NOT, mgr inż. B. Rumiński, przedłożył program pracy organizacji na najbliższy okres. B. Rumiński wiele uwagi poświęcił podstawowemu zadaniu NOT i stowarzyszeń naukowo-technicznych — doskonaleniu kadr inżynierjno-technicznych we współpracy z resortami, planowej pracy ogniw terenowych NOT i stowarzyszeń oraz kwestiom związanym z kształtowaniem autorytetu NOT i jej udziału w życiu społecznym-politycznym i gospodarczym kraju. Rada Główna NOT postanowiła przedłużyć kadencję obecnych władz NOT do czerwca przyszłego roku. Prezesem NOT nadal pozostał mgr inż. B. Rumiński, sekretarzem generalnym NOT — mgr inż. K. Kimszal.

● W chwili, gdy to piszemy — tygodnik „Skrzydłata Polska” obchodzi jubileuszowe dni swego XX-lecia w PRL. Faktycznie czasopismo to służy już drugiemu pokoleniu miłośników lotnictwa, gdyż wkroczyło w 35 rok istnienia. Zastąpionej Redakcji pożytecznego i popularnego tygodnika ślemy życzenia rozszerzenia kręgów przyjaźni i dalszego wzrostu poczytności. S.P.

● W związku z 20-leciem „Skrzydlatej Polski” główny inspektor lotnictwa gen dyw. J. Raczkowski odwiedził jej Redakcję. Wyrażając się z uznaniem o tygodniku, gen. Raczkowski zachęcał do propagowania „starych, przepięknych tradycji” polskiego lotnictwa.

● Klub Publicystów Lotniczych SDP wykazał ostatnio ożywioną działalność.

W Domu Dziennikarza w Warszawie odbyło się spotkanie z przedstawicielem hinduskich linii lotniczych „Air India”. „Air India” dysponuje nowoczesnym sprzętem — 7 czterosilnikowymi odrzutowcami „Boeing 707”. Odrzutowce te w ciągu ostatnich 5 lat przyniosły 5 mln dolarów czystego zysku, przy średnim zapelnieniu 49 proc. ogółu miejsc. Sieć linii „Air India” dzięki temu sprzętowi jest bardzo rozległa: od Nowego Jorku poprzez Europę i Bliski Wschód do Japonii, Indonezji, Australii i Wysp Fidzi. „Air India” zamówiła już 3 samoloty naddźwiękowe: 2 w Stanach Zjednoczonych oraz angielsko-francuski samolot „Concorde”.

Współpraca z „Lotem” w przewozach osób i towarów i pocztę zamyka się sumą 5 mln zł dew. obrotu. Najbliższym portem, w którym lądują samoloty „Air India” jest Praga, skąd „Boeingiem” w barwach „Air India” można dolecieć do Bombaju i Nowego Jorku. Prowadzone są rozmowy w sprawie rozszerzenia współpracy między obydwoma przedsiębiorstwami.

● KPL wspólnie z przedstawicielstwem brytyjskich linii zamorskich — BOAC i europejskich — BEA zorganizował spotkanie dla dziennikarzy. W czasie spotkania przedstawiciele linii lotniczych poinformowali o wprowadzeniu na transatlantyckich trasach łączących Londyn z Nowym Jorkiem i Afryką „Super VC-10” oraz przywróceniu — w letnim rozkładzie — lotów „Comet” na linii warszawskiej. Ponadto wyświetlono filmy dokumentalno-propagandowe.

● Członkowie KPL wzięli udział w konferencji prasowej zorganizowanej przez Czechosłowackie Linie Lotnicze. Gospodarze omówili zamierzenia CSA oraz zawiadomili o wprowadzeniu na linię Praga—Warszawa ostatnio zakupionych samolotów odrzutowych TU-124. Dużkiemu temu czas przelotu między obu stolicami skróci się o godzinę.

● W warszawskim Domu Dziennikarza odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Klubu Publicystów Lotniczych. W skład prezydium nowego zarządu weszli redaktorzy: J. R. Konieczny — ze „Skrzydlatej Polski” (ponowny wybór na przewodniczącego), T. Stępień — z „Kurierza Polskiego” (jako z-ca przewodniczącego), T. Pajda z „Żołnierza Polskiego” (jako sekretarz).

● Mistrzostwa Krajów Socjalistycznych w akrobacji samolotowej odbędą się w Łodzi w drugiej dekadzie września. Prace przygotowawcze są w toku. Zaproszenia zostały skierowane do Zw. Radzieckiego, Czechosłowacji, Bułgarii, Węgier, Jugosławii, Rumunii i NRD. Ekipę narodową stanowić będzie: kierownik, trzech pilotów, trener i mechanik. APRL wystawi trzy drużyny trzyosobowe, które będą walczyły w punktacji indywidualnej i zespołowej.

● Pod kierownictwem przewodniczącego Komisji Spadochronowej odbyła się w Warszawie konferencja w sprawie współdziałania MON i APRL w zakresie sportu spadochronowego. Na konferencji omówiono sprawy organizacyjne, sprzętowe i postępu technicznego, wnioskuje m.in. pilny zakup najnowszych spadochronów wyczynowych i utworzenie placówki zajmującej się wyłącznie sprawami spadochronowego postępu technicznego.

● Szwajcarskie linie lotnicze „Swissair” wprowadziły samoloty odrzutowe typu „Caravelle” na linię Zurich — Warszawa — Zurich. Mamy więc obecnie w stolicy 5 zagranicznych towarzystw lotniczych, które linię polską obsługują „Caravellami”.

● Uruchomiono połączenie lotnicze Zielonej Góry z Warszawą. Jest to linia kombinowana. Pasażerowie dowieżą się z Zielonej Góry mikrobusem do Poznania i stąd kontynuują podróż samolotem. W ten sposób podróż skróci się z 8 do 4,5 godzin.

● Wzrost przewozów i nowy sprzęt lotniczy, który otrzymują PLL „Lot” stwarza potrzebę przyjęcia do pracy pilotów, nawigatorów, mechaników pokładowych, radiooperatorów oraz stewardes. W roku bieżącym oraz 1966 odbywać się będzie nabór i szkolenie potrzebnego personelu. Przeszkolono już kilka stewardes, a nawet 4 stewardów.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ BRANŻOWY OŚRODEK INFORMACJI INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICTWA”

ROCZNIK XIV

WARSZAWA, LIPIEC 1965 r.

ZESZYT 7

(c.d. z zeszytu 5/65)

621.85.052 ILOt  
Langier N. A., Jagupolskaja L. N.: Elektrochemiczne charakterystyki swarnych sojedinenij w agresywnych sriedach. Elektrochemiczne charakterystyki złącz spawanych w środowiskach agresywnych. Awtom. Swarka, 1963, nr 12, s. 61–67, rys.

Złącza spawane powinny charakteryzować się odpornością na korozję nie mniejszą niż łączone metale.

Stwierdzono, że odporność na korozję złącz spawanych zależy od własności elektrochemicznych metalu spoiny i metalu spawanego. Przeprowadzono badania i próby określania własności elektrochemicznych złącz spawanych stali 1H18N9T, aluminium i tytanu w 20% wodnym roztworze kwasoazotowym. W złączu na granicy spoiny powstają mikroogniwa, które w zależności od wartości potencjału początkowego będą powodować korozję bądź w spoinie, bądź też w łączonym metalu. Różnica potencjałów metalu spoiny i metalu łączonego jest tym większa, im większe są różnice w ich składach chemicznych. W pracy podano wyniki pomiaru potencjałów i wielkości przepływających prądów dla złącz stali 1H18N9T z dodatkiem niobu i wanadu. Dodatek niobu i wanadu korzystnie wpływa na odporność na korozję międzykrystaliczną, ale ujemnie na korozję ogólną.

669.71:669.14

Rjabow W. P.: Swarka dawlenniem aluminia so stalu. Łączenie aluminium ze stalą. Awtom. Swarka, 1963, nr 10, s. 47–53, rys.

Podano wyniki przeprowadzonych badań i prób łączenia aluminium ze stalą. Opisy różnych metod łączenia, własności wytrzymałościowe złączy oraz przykłady zastosowania. Łączenie stali z aluminium pozwala na wykorzystanie wysokiej wytrzymałości stali przy jednoczesnym wykorzystaniu małego ciężaru i dobrego przewodnictwa cieplnego i elektrycznego aluminium. Stosuje się różne metody łączenia stali z aluminium jak: spajanie na zimno, łączenie przy pomocy ultradźwięków, łączenie przy pomocy tarcia, zgniotu oraz zgrzewania punktowe i inne. Wybór odpowiedniej metody uzależniony jest od rodzaju łączonych części. Wytrzymałość na rozciąganie wykonanych złączy uzyskano w granicach 18–28 kg/mm<sup>2</sup>. Stwierdzono, że galwaniczne pokrywanie części stalowych chromu, kadmu, ołowiu, srebrem (najlepsze wyniki) pozwala na otrzymanie lepszych własności złączy.

Podano również obszerny (obejmujący 20 pozycji) wykaz literatury technicznej, niemieckiej, angielskiej i rosyjskiej na powyższy temat.

## HYDROAEROMECHANIKA

532.526.4 ILOt +  
COLES D.: The turbulent boundary layer in a compressible fluid. Turbulentna warstwa przyściana w płynie ściśliwym. The Phys. of Fluids, 1964, t. 7, nr 9, s. 1404–1423, rys. 9.

Zapronowano transformację układu równań turbulencji przyściennej w przepływie płaskim płynu ściśliwego, która snrowadza te równania do formy podobnej, jak dla płynu nieściśliwego (cieczy). Uzyskano proste wzory wyjaśniające wplyw liczby Macha i wymiany ciepła na tarcie przy ścianie. Przeprowadzono dyskusje hipotetycznej średnicy temperatury, hipotezy laminarnego filmu i innych założeń uczynionych przy wyprowadzaniu transformacji.

533.6.011.55

BUSH W. B.: On the viscous hypersonic blunt body problem. Zagadnienie hipersonicznego opływu przytępionego ciała przy uwzględnieniu lepkości gazu. J. Fluid Mech., 1964, t. 20, cz. 3, s. 353–367, rys. 4.

Przeanalizowano zagadnienie hipersonicznego opływu osiowo-symetrycznego ciała przytępionego, wychodząc z równania Naviera-Stokesa, przy założeniu, że gaz jest doskonały o stałym cieple właściwym i liczbie Prandtla  $\approx 1$ , dla którego współczynnik lepkości jest funkcją potęgowa temperatury. Asymptotyczne rozwiązanie problemu są funkcjami liczby Macha, Reynoldsa, promienia części stercionej ciała i wykładnika izentropii. Rozróżniono kilka podobszarów w obszarze między falą uderzeniową i ciałem, w których rozwiązania mają różną postać i zbadano ich własności w tych podobszarach.

621–22 : 532.51

WEDEMEYER E. H.: The unsteady flow within a spinning cylinder. Niestateczny przepływ wewnątrz obracającego się cylindra. J. Fluid. Mech., 1964, t. 20, cz. 3, s. 383–399, rys. 6.

Przeprowadzono analizę teoretyczną przepływu nieustalonego wewnątrz obracającego się wokół swej osi cylindra o skończonej długości. Stwierdzono, że ściany ograniczające długość cylindra mają silny wplyw na wzbudzenie ruchu obrotowego cieczy dzięki warstwie przyściennej. Przepływ promieniowy w warstwie przyściennej powoduje powolny ruch wtórny wewnątrz wirującej cieczy. Dzięki niemu następuje transport składowej obwodowej ilości ruchu od ścian do wewnątrz na zasadzie konwekcji. Rozważono laminarną i turbulentną warstwę przyścianą. Wyniki teorii są zgodne z wynikami eksperymentu.

## TERMODYNAMIKA

53.07 : 536.2.022 : 536.2.083 ILOt +  
VENART J. E. S.: A simple radial heat flow apparatus for fluid thermal conductivity measurements. Prosty aparat do pomiaru

przewodności cieplnej za pomocą strumienia ciepła w kierunku promieniowym. J. Sci. Instrum., 1964, t. 41, nr 12, s. 727–731, rys. 4, tabl. 3.

Opisano budowę i działanie aparatu do pomiaru przewodności cieplnej gazów i cieczy, za pomocą pośredniego pomiaru strumienia ciepła między dwoma współosiowymi cylindrami, oddzielonymi warstwą czynnika badanego. Aparat służy do pomiaru przewodności cieplnej w stanie ustalonej wymiany ciepła. Strumień ciepła ma kierunek od wewnętrznego mosiężnego walca do zewnętrznego ze szkła Pyrex. Uzyskuje się dokładność pomiaru 2%. Przedstawiono wyniki pomiarów dla gazów i cieczy i porównano z istniejącymi danymi.

621.43.056

WALBURN P. G.: Maximum stability characteristics of a simple flameholder in high velocity gaseous and liquid fuel/air streams. Charakterystyki stateczności spalania dla prostego typu statecznika w przepływie gazu z dużą prędkością oraz w strumieniu mieszanki heterogenicznej. The Aeron. Qu. november 1964, t. 15, cz. 4, s. 381–391, rys. 7, ods. 10.

Wykazano, że pewne kinetyczno-chemiczne parametry decydują o maksymalnej prędkości zdmuchnięcia płomienia za cylindrycznym statecznikiem w przypadku mieszanki jednorodnych, jak i heterogenicznych. Dane eksperymentalne wskazują na istnienie trzech możliwych warunków o charakterze aerodynamicznym, które wpływają na proces ustaczenia płomienia.

536.251/255

CHAUDHURY Z. H.: Heat transfer in radial liquid jet. Wymiana ciepła w promieniowo rozprzestrzeniającym się strumieniu cieczy. J. Fluid. Mech., 1964, t. 20, cz. 3, s. 501–511, rys. 3.

Zbadano wymianę ciepła w promieniowo rozprzestrzeniającym się strumieniu cieczy. Dla obszaru, w którym rozwiązania równania ilości ruchu uzyskane na zasadzie podobieństwa są możliwe, używano rozwiązania równania energii, opisujące dysypację wskutek lepkości, początkowe nagrzanie i ogrzewanie ścianki w postaci zamkniętej. Podano przykłady liczbowe. W jednym z nich użyto metody aproksymacji dla opisu początkowego stadium rozwoju termicznej warstwy przyściennej.

536.7

POTTER J. H., SIELING W. R.: The Field cycle at super critical pressure. Cykl Fielda przy ciśnieniu nadkrytycznym. Combustion, november 1964, t. 36, nr 5, s. 39–43, rys. 11, tabl. 2, ods. 12.

Przeprowadzono analizę porównawczą termodynamicznego obiegu Fielda, charakteryzującego się wielostopniowym podgrzaniem i rozprężaniem pary o wysokiej temperaturze przy parametrach nadkrytycznych obiegiem zwykłym. Stwierdzono, że obieg Fielda nie jest korzystniejszy z uwagi na większe koszty inwestycyjne. Porównanie przeprowadzono dla dwu wariantów układu jednostki produkującej energię. Przeanalizowano sprawność jako funkcję stopnia rozprężania.

## AERODYNY

629.135.001.57 : 645.3.004.64 ILOt +  
The weaknesses of windows in aircraft. Wady okien w samolotach. Engineering, 1964, t. 198, nr 5144, str. 642–645, rys. 3, tab. 4.

Doświadczenie użytkowników wykazuje, iż okna dotychczasowej konstrukcji dostatecznie dobrze spełniają swą rolę, jednak trwałość ich jest zbyt mała i w dodatku nie można jej przewidzieć. W związku z tym artykuł omawia kierunki nowych rozwiązań oraz podaje ograniczenia i wymagania, jakie muszą one spełniać. Podano także proponowane rozwiązania konstrukcyjne dla samolotów naddźwiękowych.

629.135(71)

PHILLIPS F. C.: The Canadair tilt-wing/deflected slipstream V/STOL prototype program. Program Canadair budowy prototypu P/KSL z odginanym strumieniem i przekreślanym skrzydłem. Canad. Aeron. a. Space J., 1964, t. 10, nr 8, str. 259–269, rys. 10, fot. 7.

W rezultacie prac badawczych zainicjowanych w Kanadzie w 1956 r. zbliża się obecnie ku końcowi budowa prototypu CL-84 o cechach PSL i KSL, przeznaczonego do służby w armii kanadyjskiej w charakterze frontowego samolotu transportowego. Ma on ważyć do 6 ton i ma być napędzany przez dwa silniki turbośmigłowe po 1400 KM każdy. Nowością konstrukcyjną jest równoczesne zaopatrzenie samolotu CL-84 w mechanizm przestawiania skrzydła i bogata jego mechanizacja, umożliwiająca odgięcie strug i start skrócony.

629.138.5

Un avion que la France aurait dû construire — BAC „One Eleven”. Samolot, który powinna skonstruować Francja — BAC „One Eleven”. Aviat. Mag., 1964, nr 402, str. 51–65, fot. 15, rys. 3.

Angielski samolot pasażerski BAC „One Eleven”, który wchodzi obecnie do eksploatacji na liniach krótkich i średnich w różnych krajach, jako następca doskonałego „Viscounta”, wykazuje wiele zewnętrznych podobieństw do francuskiej „Caravelle”. Lepsze wskaźniki ekonomiczne „One Eleven” czynią z tego samolotu groź-

tego konkurenta dla samolotu francuskiego. Artykuł zawiera szczegółowy opis „One Eleven”. R. W.

## NAPĘDY LOTNICZE

533.6.011.8.002.52 : 621—25

I Lot +  
BAMMERT K., FIEDLER K.: Die Strömung in axialen Turbomaschinen. Przepływ przez maszyny wirnikowe. Ingenieur-Archiv, september 1964, t. 23, nr 5, s. 322—329, rys. 3.

Podano iteracyjną metodę obliczania przepływu gazu idealnego przez stopień maszyny wirnikowej z uwzględnieniem składowej promieniowej prędkości i zmienności parametrów wzdłuż długości łopatk. Metoda pozwala na wyznaczenie merydionalnych linii prądu na powierzchni, składowych prędkości i rozkładu entalpii.

A. K.

621.43

I Lot  
T64-BS Bristol Siddeley to make 3,000 h.p. GE engine. Firma Bristol Siddeley przystępuje do produkcji 3,000-konnego silnika T64-BS, będącego nową wersją silnika T64 General Electric. Flight, 1964, t. 85, nr 2884, s. 1019—1023, rys., tabl. 3.

Między firmami Bristol Siddeley i General Electric zawarto porozumienie, na mocy którego BS ma produkować silnik turbinowo-śmigłowy T64. Silnik ten odznacza się doskonałymi osiąganiami i wszechstronnością zastosowań. Jest on wykonywany w wersjach: jako silnik turbinowy ze swobodną turbiną, turbinowo-śmigłowy z oddzielną przekładnią do napędu śmigła, jako wytwornica gazów w układzie zdwojonym i przewiduje się jego odmianę wentylatorową. Silnik, zbudowany niemal całkowicie ze stali, ma 14-stopniową sprężarkę o stopniu sprężania 12,6, pierścieniową komorę spalania, dwustopniową turbinę napędu sprężarki i dwustopniową turbinę napędową. Ciężar odmiany śmigłowej 330 KG, turbinowo-śmigłowej 520 KG. Moc maks. 2850 KM, zużycie paliwa 220 G/eKM/h. Zbudowano także odmianę silnika z wymiennikiem ciepła. Przewiduje się wzrost mocy do 4000 KM.

J. F.

621—154

I Lot +  
BOLTE W.: Zur Berechnung und Optimierung des Wirkungsgrades axialer Strömungsmaschinen. Obliczenia i optymalizacja sprawności osiowych maszyn przepływowych. VDI-Forschungsheft 501, 1964, s. 48, rys. 145, tabl. 5, ods. 65.

Przeprowadzono liczne badania palisad w celu rozwinięcia metody oceny wewnętrznej sprawności izentropowej, osiowych maszyn przepływowych, zwłaszcza turbin, z uwzględnieniem strat wskutek przepływu wtórnego, jak np. straty szczelinowej, na zakończeniu łopatk i straty wentylacji. Zebrane dane z tych badań pozwalają na takie projektowanie łopatek, żeby sprawność wewnętrzna była maksymalna. Optymalizacja sprawności może być dokonana na techniczno-ekonomicznej analizie.

A. K.

621—225.98

I Lot

SUNLEY H., FERRIMAN V. N.: Jet separation in conical nozzles. Oderwanie strumienia w dyszach stożkowych. J. of the Royal Aeron. Soc., 1964, t. 68, nr 648, s. 808—817, rys. 16, ods. 10.

Przedstawiono wyniki badań przeprowadzonych w firmie Bristol Siddeley Engines Ltd, oraz przez inne ośrodki na temat oderwania strumienia w dyszy stożkowej w warunkach pozaobliczeniowych, gdy ciśnienie otoczenia jest wyższe niż obliczeniowe w przekroju wylotowym. Stwierdzono, że ciśnienie, przy którym strumień odrywa się od ścianek, nie jest ani stałe, ani niezależne od długości dyszy. Zaproponowano hipotezę mechanizmu oderwania. Podano zaobserwowane w toku prób informacje i wnioski.

A. K.

## TECHNIKA RAKIETOWA

534.011 : 621.455

I Lot +

REARDON F. H., CROCCO L., HARRJE D. T.: Velocity effects in transverse mode liquid propellant rocket combustion instability. Wpływ prędkości na drgania poprzeczne przy spalaniu w silniku raketowym na paliwo ciekłe. AIAA, J., 1964, t. 2, nr 9, s. 1631—1941, rys. 16, tabl. 1, ods. 15.

Przedstawiono rozszerzoną teorię drgań poprzecznych w komorze silnika raketowego na paliwo stałe, polegającą na uwzględnieniu (zliczonym) wpływu prędkości. Założono, że pulsacje promieniowej i stycznej składowej prędkości wpływają na stateczność spalania, jak w poprzedniej teorii Crocco pulsacje ciśnienia. W wyniku analizy stwierdzono, że pulsacje składowej stycznej prędkości wpływają stabilizująco.

A. K.

621.455

I Lot +

HARPER D. J.: The thrust augmentation of rocket motors at high altitudes. Zwiększenie ciągu silników raketowych na dużych wysokościach. J. of the Royal Aeron. Soc., 1964, t. 68, nr 648, s. 799—807, rys. 12, ods. 4.

Przedstawiono wyniki badań nad metodą zmniejszenia spadku, ciągu dyszy silnika raketowego, związanego ze spadkiem ciśnienia otoczenia (straty wskutek rozprężania na zewnątrz dyszy). Metoda polega na zastosowaniu zewnętrznej osłony o większej średnicy, przedłużonej poza przekrój wylotowy dyszy. Zastosowano ją w 1962 r. do pocisku Black Knight. „Odzysk” ciągu w przybliżeniu wynosi połowę przyrostu ciągu, jaki by miał miejsce, gdyby dysza silnika była przedłużona i jej średnica wylotowa była równa średnicy osłony.

A. K.

## WYTWARZANIE SPRZĘTU LATAJĄCEGO

621.791.1

I Lot +

Electron beam welding on triple sonic aircraft. Spawanie strumieniem elektronów samolotu o potrójnej prędkości dźwięku. Weld. a. Metal. Fabricat., 1964, t. 39, nr 9, str. 344—347, rys. 10.

Przy budowie doświadczalnego samolotu XB-70 zastosowano wiele nowych procesów technologicznych i nowych środków wytwarzania. Jednym z nich było użycie spawania strumieniem elektronów przy budowie płatowca. Stosowane przenośne komory próżniowe umożliwiały spawanie od 1,5 do 2,4 m za jednym ustawieniem. Długości spawów na tym płatowcu sięga 9 km przy wykonaniu elementów i 4,5 km w zespołach. Nową techniką — strumieniem elektronów — położono spaw łączący kadłub z płatem. W artykule zobrazowano oprzyrządowanie stosowane w procesach łączenia.

A. G.

621.791.6

I Lot +

AILES A. S.: Modern applications of thermit welding. Nowoczesne zastosowanie spawania termitowego. Weld. a. Metal. Fabricat., 1964, t. 32, nr 9, str. 335—343, rys. 25.

Spawanie termitowe znane jest od dawna. Jednakże zakres jego zastosowania ciągle rośnie. Podstawowa jego przydatność łączenia ciężkich elementów o grubych przekrojach, a szczególnie naprawa takich elementów w przypadkach pęknięć i uszkodzeń. Duże zastosowanie znajduje przy naprawie odlewów w odlewniach odkuwek. W artykule omówiono zasadę działania, historię procesu, wykonywanie złączy tą metodą, operacje przygotowawcze oraz wiele przykładów zastosowań.

A. G.

621.791.7

I Lot +

GOFF W. E.: Electron-beam developments. Udoskonalenia w spawaniu strumieniem elektronów. Weld. a. Metal. Fabricat., 1964, t. 32, nr 11, str. 421—423, rys. 7.

Na przestrzeni ostatnich kilku lat nastąpił gwałtowny rozwój procesu spawania za pomocą strumienia elektronów. Zarysowały się wyraźnie dwa typy urządzeń: wysokonapięciowe o napięciu przyspieszenia 100—150 kV i niskonapięciowe o napięciu 15—30 kV. W artykule omówiono typy urządzeń, odchylenie strumienia, podstawowe zalety procesu oraz spawanie produkcyjne. Całość rozważań oparta jest na nowym urządzeniu wysokonapięciowym firmy Zeiss, zainstalowanym w zakładach Bristol Siddeley.

A. G.

621.791.8

I Lot +

RIFLOTTE E. J., LHEUREUX G. E.: The principles of seam welding. Zasady zgrzewania ciągłego. Weld. a. Metal. Fabricat., 1964, t. 32, nr 11, str. 431—437, rys. 12—22.

Dotychczas istnieje niewielka ilość dostępnych danych na temat sterowania poszczególnymi parametrami spawania ciągłego. Związane jest to ze złożonością mechanizmu tworzenia się złącza ciągłego oraz wzajemnego powiązania parametrów. Autorzy przedstawiają próbę systematyzacji czynników biorących udział w procesie oraz ich wpływy na poprawność złącza. Podieli oni również próbę ilościowej oceny zjawisk zachodzących w spawaniu ciągłym. Wykresy ilustrują wyniki tych rozważań.

A. G.

Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188).

Tabela 2. Skład chemiczny amerykańskich odlewniczych stopów magnezu (wg ASTM B-80-63)

Lp.	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny w %										
		Al	Mn	Zn	Th	Ziemia rzadkie	Zr	Mg	Si max.	Cu max.	Ni max.	Inne zanieczyszczenia max.
1	AM100A	9,3 - 10,7	min 0,10	max 0,30	—	—	—	reszta	0,30	0,10	0,01	0,30
2	AZ63A	5,3 - 6,7	min 0,15	2,5 - 3,5	—	—	—	reszta	0,30	0,25	0,01	0,30
3	AZ81A	7,0 - 8,1	min 0,13	0,40 - 1,0	—	—	—	reszta	0,30	0,10	0,01	0,30
4	AZ91C	8,1 - 9,3	min 0,13	0,40 - 1,0	—	—	—	reszta	0,30	0,10	0,01	0,30
5	AZ92A	8,3 - 9,7	min 0,10	1,6 - 2,4	—	—	—	reszta	0,30	0,25	0,01	0,30
6	EZ33A	—	—	2,0 - 3,1	—	2,5 - 4,0	0,5 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
7	HK31A	—	—	max 0,30	2,5 - 4,0	—	0,4 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
8	HZ32A	—	—	1,7 - 2,5	2,5 - 4,0	max 0,10	0,5 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
9	K1A	—	—	—	—	—	0,4 - 1,0	reszta	—	—	—	0,30
10	QE22A <sup>1)</sup>	—	—	—	—	1,8 - 2,5 <sup>2)</sup>	0,4 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
11	ZE41A	—	max 0,15	3,5 - 5,0	—	0,75 - 1,75	0,4 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
12	ZH62A	—	—	5,2 - 6,2	1,4 - 2,2	—	0,5 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
13	ZK51A	—	—	3,6 - 5,5	—	—	0,5 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30
14	ZK61A	—	—	5,5 - 6,5	—	—	0,6 - 1,0	reszta	—	0,10	0,01	0,30

<sup>1)</sup> Zawartość srebra w tym stopie wynosi 2,0 do 3,0%.<sup>2)</sup> Mieszani na neodynu i praeodymu.

Tabela 3. Własności fizyczne i technologiczne polskich odlewniczych stopów magnezu.

Lp.	Cecha stopu	Ciężar własny g/cm <sup>3</sup>	Współczynnik liniowej rozszerzalności cieplnej α · 10 <sup>6</sup> w zakresie temperatur			Przewodność cieplna cal / c · m · sek · °C	Przewodność elektryczna m / Ω · mm <sup>2</sup>	Temperatura topnienia °C		Temperatura lania °C	Skurcz odlewniczy %	Lejność	Odporność na korozję	Skrawalność	
			20-100		20-200			20-300	dolna						górna
1	ML1								720-770				b. dobra		
2	ML2	1,80	26,6	27,3	27,7	0,32	14,5 - 18	645	650	690-850	1,6 - 1,9		dobra	b. dobra	
3	ML3	1,80	26,0	27,0		0,25	14,5 - 18	500	630	690-850	1,6	słaba	dostateczna	b. dobra	
4	ML4	1,83	26,4	27,6	28,3	0,19	14,5 - 18	400	610	690-850	1,0 - 1,4	dostateczna	dobra	b. dobra	
5	ML5	1,81	26,8	28,1	28,7	0,185	14,5 - 18	430	600	690-850	1,3 - 1,4	dobra	dostateczna	b. dobra	
6	ML6	1,81	26,1	27,3	27,7	0,185	14,5 - 18	440	600	690-850	1,3 - 1,4	dobra	słaba	b. dobra	

Tabela 4. Własności mechaniczne polskich odlewniczych stopów magnezu wg PN-55/H-88050 (na próbkach lanych oddzielnie)

Lp.	Cecha stopu	Sposób odlewania	Oznaczenie obróbki cieplnej	Wytyczne obróbki cieplnej						Własności mechaniczne			
				Ujednorodnienie (U)			Sztuczne starzenie (T)			R <sub>r</sub> kg/mm <sup>2</sup> min.	α <sub>5</sub> % min.	HB kg/mm <sup>2</sup> min.	
				temperatura wygrzewania °C	czas wygrzewania godz.	ośrodek oziębiający	temperatura wygrzewania °C	czas wygrzewania godz.	ośrodek oziębiający				
1	ML1	w piasku	—	—	—	—	—	—	—	—	9	2	40
2	ML2	w piasku	—	—	—	—	—	—	—	—	9	3	30
3	ML3	w piasku	—	—	—	—	—	—	—	—	16	6	40
4	ML4	w piasku	—	—	—	—	—	—	—	—	16	3	50
			U	380 ± 5	10 - 16	powietrze	—	—	—	21	4	50	
5	ML5	dowolny	—	—	—	—	—	—	—	—	15	2	50
			U	415 ± 5	12 - 16	powietrze	—	—	—	21	4	50	
6	ML6	dowolny	—	—	—	—	—	—	—	—	15	1	50
			U	415 ± 5	powyżej 16	powietrze	—	—	—	21	3	60	
			T	415 ± 5	powyżej 15	powietrze	175 ± 5	16	powietrze	21	1	65	

**Własności mechaniczne polskich odlewniczych stopów magnezu w podwyższonych temperaturach.**  
Tabela 5.

L.p	Cecha stopu	Temperatura badania °C	$R_r$ - kg/mm <sup>2</sup>	$Q_r$ - kg/mm <sup>2</sup>	$a_5$ - %	HB kg/mm <sup>2</sup>
1	ML1	20	17,0	5,5	8,0	45
		100	16,0	5,0	11,0	38
		150	14,0	4,8	12,0	35
		200	11,0	4,5	11,0	30
		250	8,0	4,0	10,0	24
2	ML2	20	18,5	10,0	4,0	54
		100	18,5	9,0	5,0	52
		150	18,0	8,0	9,0	49
		200	13,5	7,0	11,0	37
		250	9,0	5,0	18,0	25
3	ML3	20	26,0	11,0	10,0	60
		100	24,0	10,0	11,0	56
		150	21,0	8,5	14,0	55
		200	14,5	8,0	12,0	43
		250	11,0	7,0	11,0	32
4	ML4	20	18,0	11,5	2,5	62
		100	18,0	9,5	2,5	58
		150	17,0	9,0	3,0	55
		200	14,0	9,0	3,5	45
		250	11,0	7,0	4,0	31

**Własności fizyczne i technologiczne amerykańskich stopów magnezu**  
Tabela 6.

L.p	Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy g/cm <sup>3</sup>	Temperatura topnienia °C		Przewodność cieplna cal/cm·sek·°C w temp. 100 - 300°C	Skurcz odlewniczy %	Lejność	Skłonność do mikroporowatości	Skrawalność	Mozliwość łączenia lutowaniem twardym	Mozliwość łączenia spawaniem
			dolna	górna							
1	AM100A	1,81	464	593	0,17	1,3	dobro	średnio	b. dobra	nie	duża
2	AZ63A	1,83	454	609	0,18	1,3	dobra	duża	b. dobra	nie	mała
3	AZ81A		472	601		1,3	dobra	średnio	b. dobra	nie	duża
4	AZ91C	1,81	468	595	0,17	1,3	dobra	średnio	b. dobra	nie	średnio
5	AZ92A	1,82	443	593	0,16	1,3	dobra	średnio	b. dobra	nie	średnio
6	EZ33A	1,82	543	642	0,24	1,55	dostateczna	mała	b. dobra	nie	duża
7	HK31A		588	650		1,8	dostateczna	mała	b. dobra	—	duża
8	HZ32A		552	647		1,55	dostateczna	mała	b. dobra	—	średnio
9	QE22A		549	642		1,3	dostateczna	średnio	b. dobra	nie	duża
10	ZE41A		—	—		—	dostateczna	—	b. dobra	nie	—
11	ZH62A		—	630		1,3	dostateczna	średnio	b. dobra	nie	—
12	ZK51A	1,82	549	640	0,20	1,3	dostateczna	średnio	b. dobra	nie	mała
13	ZK61A	1,83	530	635		1,3	dostateczna	średnio	b. dobra	nie	mała

**Własności mechaniczne amerykańskich odlewniczych stopów magnezu (wg ASTM B80-63)**  
Tabela 7.

L.p	Oznaczenie stopu	Rodzaj obróbki cieplnej	Własności mechaniczne		
			$R_r$ kg/mm <sup>2</sup> min	$Q_{r02}$ kg/mm <sup>2</sup> min	$a_4$ %
1	AM 100 A	Przesycanie + starzenie sztuczne	24,6	12,0	0
2	AZ 63 A	W stanie litym	18,3	7,7	4
		Przesycanie	23,9	7,7	7
		Starzenie sztuczne	18,3	8,4	2
3	AZ 81 A	Przesycanie + starzenie sztuczne	23,9	11,3	3
		Przesycanie	23,9	7,7	7
4	AZ 91 C	W stanie litym	16,2	7,7	0
		Przesycanie	23,9	7,7	7
		Starzenie sztuczne	16,2	8,4	2
		Przesycanie + starzenie sztuczne	23,9	11,3	3
5	AZ 92 A	W stanie litym	16,2	7,7	0
		Przesycanie	23,9	7,7	6
		Starzenie sztuczne	16,2	8,4	0
		Przesycanie + starzenie sztuczne	23,9	12,7	1
6	EZ 33 A	Starzenie sztuczne	14,1	9,8	2
7	HK 31 A	Przesycanie + starzenie sztuczne	19,0	9,1	4
8	HZ 32 A	Starzenie sztuczne	18,0	9,1	4
9	K 1 A	W stanie litym	16,9	4,2	14
10	QE 22 A	Przesycanie + starzenie sztuczne	24,6	12,6	2
11	ZE 41 A	Starzenie sztuczne	19,7	13,4	2,5
12	ZH 62 A	Starzenie sztuczne	24,6	15,5	5
13	ZK 51 A	Starzenie sztuczne	23,9	14,1	5
14	ZK 61 A	Przesycanie + starzenie sztuczne	27,4	18,3	5

Uwaga: Dane dotyczą odlewów piaskowych. <sup>1)</sup> - nie określone.