



**1**

# TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

**STYCZEŃ • 1958 • LUTY**

## TREŚĆ ZESZYTU

	str.
Dziesięciolecie powojennej pracy Redakcji . . . . .	1
E. STANKIEWICZ: Wpływ małych zmian konstrukcyj- nych na częstość drgań własnych . . . . .	2
J. KOŹNIEWSKI: Maszyny pionowego startu i lądowania	6
T. VORBRODT: O uszczelnieniach złącz gwintowych w lotniczych instalacjach energetycznych i paliwo- wych . . . . .	16
Nasz reportaż	
Sprawozdanie z VI Anglo-Amerykańskiej Lotniczej Kon- ferencji (naukowo-technicznej) w Folkestone, 9—12 września 1957 . . . . .	22
J. LEMPKE: Lotnictwo na Wystawie Tworzyw Sztucz- nych . . . . .	26
Notatnik użytkownika	27
Przeglądamy usprawnienia	28
Na półkach księgarskich . . . . .	30
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	3
Pomoce konstruktorskie	
H. ZATYKA: Spawanie w konstrukcjach lotniczych	okł.

# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

## Spawanie w konstrukcjach lotniczych

Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

Spawaniem nazywa się sposób łączenia metali polegający na miejscowym stopieniu części łączonych bez wywierania docisku. W zależności od źródła ciepła spawanie może być gazowe, gdzie ciepło niezbędne dla stopienia łączonych metali uzyskuje się ze spalania gazu (najczęściej acetyleniu) lub elektryczne łukowe, gdzie źródłem ciepła jest łuk elektryczny.

Spawanie łukowe można podzielić na kilka grup, w zależności od rodzaju użytej elektrody oraz od rodzaju atmosfery ochronnej.

Proces spawania może być wykonany ręcznie lub automatycznie. W produkcji lotniczej stosowane jest zarówno spawanie gazowe,

jak spawanie elektryczne, to ostatnie głównie przy produkcji silników odrzutowych, a także przy wykonywaniu pomocy fabrykacyjnych.

W szeregu kolejnych tabel podana jest charakterystyka poszczególnych metod spawania stosowanych w lotnictwie, rodzaje zalecanych połączeń, rodzaje wyposażenia, parametry technologiczne, metody kontroli połączeń oraz inne materiały ułatwiające prace konstruktorowi przy projektowaniu połączeń, głównie zaś technologowi przy opracowywaniu procesów technologicznych.

(d. c. n.)

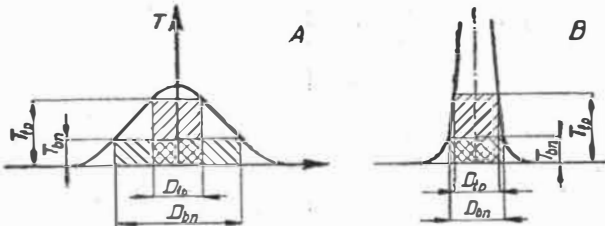
### Zalecane kształty połączeń dla różnych metod spawania \*

Spawanie elektrodą węglową, lub grafitową		Półauto matyczne i auto matyczne spawanie w atmosferze argonu		Spawanie łukiem mrytyłym (dod. topnikiem)
Dla części o grubości od 2-6 mm i powyżej 6 mm bez materiału dodatkowego	Dla części o grubości od 2-6 mm i powyżej 6 mm z elektrodą lekką			

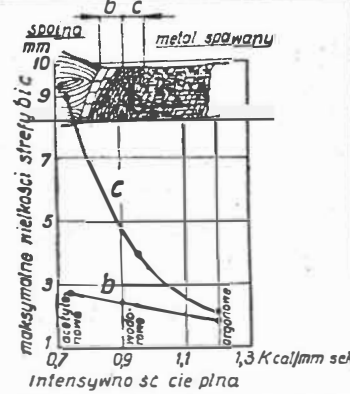
### Temperatury topności ważniejszych metali (dodatków stopowych) i ich tlenków

Metale	Symbol	Temperatura topności, °C	Wzór chemiczny tlenku	Temperatura topności tlenku, °C
Aluminiom	Al	658	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2050
Kobalt	Co	1490	CoO	1810
Chrom	Cr	1800	Cr <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1990
Miedź	Cu	1084	Cu <sub>2</sub> O	1230
			CuO	1338
Żelazo	Fe	1333	Fe <sub>2</sub> O	1370
			Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1527
			FeO	1565
Mangan	Mn	1250	MnO	1785
			Mn <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1560
Molibden	Mo	2622	MoO <sub>3</sub>	795
Nikiel	Ni	1452	NiO	1990
Krzem	Si	1414	SiO <sub>2</sub>	1710
Tytan	Ti	1800	TiO <sub>2</sub>	1775
Wolfram	W	3380	WO <sub>2</sub>	1277
			WO <sub>3</sub>	1473
			V <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	1970
Wanad	V	1720	V <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	1837
			V <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	658

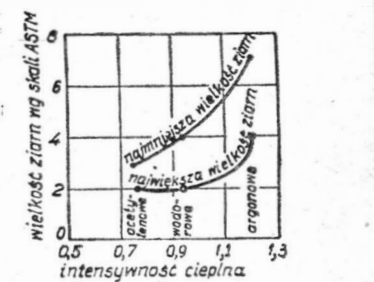
\* Zalecane kształty połączeń dla pozostałych metod spawania podane były w Technice Lotniczej Nr 1-1955 r.



Wykres 1 Rozkład temperatury przy nagrzewaniu metalu: A - dla mienia gazowego, B - łukiem elektrycznym.  
 $T_p$  - temperatura topnienia nagrzewanego metalu  
 $T_{bn}$  - temperatura ostatecznej barwy na lato nej  
 $D_p$  - średni castrefy topienia  $D_{bn}$  - średnica strefy nagrzewu  
 $D_{sp}$  - K - współczynnik intensywności strumienia cieplnego  
 $K$  - dla spawania: acetylenowego = 0,25; wodorowego = 0,44; argonowego = 0,48



Wykres 2 Wielkość stref wpływu cieplnego dla różnych rodzajów spawania



Wykres 3 Najmniejsza i największa wielkość ziarna w strefie przejściowej w zależności od intensywności cieplnej (rodzaju spawania)

Technika Lotnicza, Pomoc Konstruktorska TL-6/57 Str. II okł.  
 Dalsze rysunki na str. 3 i 4 okładki.

### СОДЕРЖАНИЕ

Десять лет послевоенной работы редакции	Стр. 1
Е. СТАНКІЕВИЧ: Влияние небольших изменений конструкции на частоту собственных колебаний	2
Ј. КОЗНІЕВСКИЙ: Машины вертикального взлета и посадки	6
І. FORBRODT: К вопросу об уплотнении винтовых соединений, применяемых в авиационных энергетических и топливных системах	16
Наш репортаж —	
Отчет о VI Англо-Американской Авиационной Конференции (научно-технической) в Фолькстоне 9 — 12 сентября 1957 г.	22
Ј. LEMPKE: Авиация на выставке пластмасс в Варшаве	26
Заметки по технической эксплуатации	27
Обзор новаторских предложений	28
На книжных полках	30
Документальный обзор авиации	31
Конструкторские пособия —	
Н. ЗАТЫКА: Сварка авиационных конструкций	обертки

### CONTENTS

Ten years of our post-war editorial work	page 1
E. STANKIEWICZ: The influence of small design changes on natural vibration frequencies	2
J. KOZNIEWSKI: Vertical and short take-off landing aircrafts	6
T. VORBRODT: Tightening of threaded fittings in aircraft power and fuel systems	16
Our report — Report from the VI Anglo-American Aeronautical Conference — Folkstone, 9—12 September 1957	22
J. LEMPKE: Aviation at Plastics Show	26
The user's Note-Book	27
Review of Rationalisation Projects	28
On Bookseller's Shelves	30
Aviation Documentation Review	31
Designer's Data Sheets —	
H. ZATYKA: Welding in Aircraft Constructions	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich  
 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Pączoski. Redaktorzy działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.  
 Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska  
 Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.  
 Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11  
 Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 74.— zł. Półroczna 36.— zł.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1958 r. Ark. wyd. 8,2 Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 800 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61x86/8. Maszynopis oddano do składu 5.XII.57 r. Druk ukończono 31.I.58 r. Cena egzemplarza 12 zł. Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa. Zam. 2227c/57. A-16

# TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIII

STYCZEŃ – LUTY 1958 R.

ZESZYT 1 (49)

## Dziesięciolecie powojennej pracy Redakcji

Wydanem zeszytu nr 6 „Techniki Lotniczej“ z 1957 r. zakończyliśmy dziesiąty, powojenny rok wydawniczy. Chwila ta wydaje się najbardziej sposobna do podzielenia się z naszymi Czytelnikami pewnymi uwagami na temat rozwoju naszego pisma, jego osiągnięć i zamierzeń.

Przede wszystkim zdziwić może niektórych młodych Czytelników, że w nagłówku niniejszego zeszytu figuruje rok wydania XIII. To nie jest pomyłka. Czasopismo pod nazwą „Technika Lotnicza“ zaczęło ukazywać się w roku 1938 jako miesięcznik ówczesnego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL). Redaktorem przedwojennej „Techniki Lotniczej“ był Kolega mgr inż. Jan Tuszyński — autor licznych artykułów z dziedziny silników lotniczych, redaktor i wydawca protoplasty „Techniki Lotniczej“ — czasopisma „Techniczne Nowości Lotnicze“. Czasopismo „Techniczne Nowości Lotnicze“, początkowo niemal w całości opracowywane przez Kolegę Tuszyńskiego, stało się w miarę rozwoju ZPIL w 1937 r. trybuną techniczną tego Związku. W rok potem czasopismo zmienia nazwę na „Technika Lotnicza“, otrzymuje lepszą szatę graficzną i powiększa swą objętość przy stałej obniżce ceny. Liczba artykułów oryginalnych oraz ich poziom znacznie wzrastają. Czasopismo jest bogato subsydiowane przez przemysł lotniczy, który widzi poważne korzyści, jakie przynosi ono poprzez kształcenie nowego narybku inżynierskiego.

Druga wojna światowa przerywa działalność Związku na długi wiek lat. W pierwszych latach odzyskania niepodległości zbyt wiele było pracy, zbyt trudne warunki, aby wznowić działalność Związku. Dopiero w roku 1948, z inicjatywą kilkunastu aktywistów lotniczych, wśród których należy wymienić kolegów: Br. Bochenka, Zb. Brzoskę, J. Bukowskiego, Wł. Fiszdon, J. Gubrynowiczową, K. Jagoszewskiego, St. Madeyskiego, E. Maikiewicza, R. Romickiego i wielu innych, powstaje Sekcja Lotnicza przy Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, która skupiać będzie odąd fachowców lotniczych. Choć większość naszych fabryk lotniczych była w gruzach, a nieliczne ocalałe, jak na przykład Mielec, wykonywały produkcję nielotniczą, dla grupy członków założycieli sekcji było jasne, że jest to tylko stan przejściowy, stan, który należy wykorzystać na prace przygotowawcze, między innymi na wznowienie działalności odczytowej i wydawniczej. Od samego założenia sekcji powstaje więc myśl wydawania własnego czasopisma. Było jasne, że wymaga to poważnych subsydiów. Z poparciem finansowym pośpieszyły władze lotnictwa wojskowego i cywilnego. Donatorami pierwszych zeszytów „Techniki Lotniczej“ byli: Dowództwo Wojsk Lotniczych oraz Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. Powołano Komitet Redakcyjny, w skład którego weszli koledzy: Br. Bochenek, Zb. Brzoska, Wł. Fiszdon (przewodniczący), Fr. Janik, H. Krajewski, Fr. Misztal, J. Paczowski (nieetatowy redaktor techniczny) oraz R. Romicki. Sprawy wydawnicze powierzono Instytutowi Wydawniczemu SIMP. Czasopismo zaczęło się ukazywać jako kwartalnik. W 1948 r. wydano dwa zeszyty, w tym jeden podwójny. W roku 1950, w ramach centralizacji czasopism technicznych, wydawcą „Techniki Lotniczej“ staje się Naczelna Organizacja Techniczna. W tym też czasie — na miejsce dawnego komitetu powołano stałą, płatną, nieetatową redakcję. W skład jej weszli koledzy: St. Madeyski, J. Paczowski (red. naczelny), J. Pindera i J. Staszek. W r. 1951, na miejsce kol. Pindery, wchodzi kol. R. Lewandowski, a na miejsce kol. Staszka — kol. St. Lassota. Od roku 1952 czasopismo staje się dwumiesięcznikiem.

W latach 1948—1957 wydaliśmy 50 zeszytów o łącznej objętości 1670 kolumn druku nie licząc 100 kolumn tekstu technicznego na okładkach. Wydrukowaliśmy 268 artykułów (nie licząc wzmianek) o następującym podziale tematycznym: artykuły ogólnolotnicze 41, aerodynamika i mechanika lotu 28, konstruowanie maszyn latających 35, silniki lotnicze 23, osprzęt i wyposażenie 20, technologia i materiałoznawstwo 32, organizacja produkcji 9, eksploatacja sprzętu 11, historyczne 16, bhp i ratownictwo 2, reportaże 19, słownictwo 20, różne 12. Ogółem artykułów oryginalnych wydrukowaliśmy 170, artykułów kompilacyjnych 82 i tłumaczeń 10. W postaci krótkich wzmianek staraliśmy się podawać wiadomości o ciekawych osiągnięciach technicznych zagranicznych, jak również omawiać względnie sygnalizować książki i artykuły z prasy zagranicznej, które mogły być przydatne w naszej praktyce zawodowej. Za jedno z bardziej udanych posunięć uważamy drukowanie tabel pod nazwą „Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej“. Na podstawie kilkuletniej obserwacji możemy stwierdzić, że dzięki swemu encyklopedycznemu charakterowi oraz zwięzłej formie stanowią one dobry, przydatny w konkretnej pracy materiał.

Centralizowanie wszystkich czasopism technicznych — pomimo pewnych niewątpliwych zalet — jak ustalenie źródła finansowania

1) Nakład „Techniki Lotniczej“ wynosił:

Rok	1948	1949	1950	1951	1952	1953	1954	1955	1956	1957
Nakład	1100	1200	1500	1100	1100	1000	1100	1209	1250	1400-1000

Liczba inżynierów zatrudnionych w lotnictwie wzrosła w tym czasie kilkadziesiątkrotnie.

literatury lotniczej, zapewnienie miejsca w drukarniach, poprawienie szaty graficznej słabszych czasopism itp., ma też swoje poważne wady, które może bardziej niż w przypadku innych czasopism widoczne są w „Technice Lotniczej“ (dwumiesięcznik). Przesadna oszczędność papieru, wielka sztywność budżetu wydawnictwa i duża jego bezwładność, bardzo długi cykl wydawniczy, niskie do niedawna wynagrodzenia autorskie, wreszcie fatalny, zbyt często zmieniany system prenumeraty — oto czynniki, które wybitnie zawały z jednej strony na liczbę odbiorców pisma<sup>1)</sup>, z drugiej — na ilości i jakości nadsyłanych prac. Charakterystyczną cechą zeszytów „Techniki Lotniczej“ w okresie lat 1951—1957 było stałe ścieśnianie tekstu przez zmniejszenie czcionek w celu zmniejszenia maksimum treści w rygorystycznie utrzymywanym limicie objętości. Pomimo wielkiego głodu technicznych wiadomości lotniczych w tym okresie — znamienym rozbudową dość potężnego przemysłu lotniczego — „Technika Lotnicza“ nie mogła z niezrozumiałych dla nas powodów dobić się takiego zwiększenia objętości, które wynikałoby z powagi problemu.

Nie dziwnego, że przemysł lotniczy zaczął szukać innych dróg dostarczenia informacji technicznej. Instytut Lotnictwa zaczyna w roku 1952 wydawać „Tłumaczenia techniczne“ — czasopismo wydawane na powielaczu w liczbie 25 egzemplarzy, które przekształca się w 1955 r. na „Zeszyty Instytutu Lotnictwa“ wydawane w liczbie kilkuset egzemplarzy. Zarówno tłumaczenia, jak i „Zeszyty IL“ są czasopismami na użytek wewnętrzny przemysłu lotniczego i zawierają na początku wyłącznie tłumaczenia obcych prac. Powstają przyzakładowe gazety, jak np. „Życie Ilotu“, przemianowane później na „Horyzonty Lotnictwa“, „Głos WSK“ itp., zawierające nieliczne zresztą procent wiadomości fachowych. Wreszcie w r. 1956 powstaje czasopismo fachowe dla poziomu majstra-rzemieślnika p. n. „Magazyn racjonalizatora lotnictwa“ (wewnętrzne czasopismo przemysłu lotniczego). Rozszerzają swe ramy „Prace Instytutu Lotnictwa“, zwiększa się zakres tematyki „Zeszytów IL“.

Od zeszłego roku w kioskach „Ruchu“ obok dawno znanej „Skrzydlatej Polski“ pojawiają się „Wojskowy Przegląd Lotniczy“ i „Wiraz“. W najbliższym czasie mają się ukazać dwa nowe czasopisma lotnicze, z których jedno wyraźnie o aspekcie technicznym (wewnętrznie o nakładzie kilkuset egzemplarzy).

W tej sytuacji konieczny jest staranny podział tematyczny i poziomowy czasopism lotniczych, podział wypracowany przez wydawców, redaktorów i przedstawicieli odbiorców.

W ostatnim czasie często mówi się o sprawach rentowności różnych instytucji, przedsiębiorstw itp. Znalazło to również odbicie w gospodarce przedsiębiorstw wydawniczych. W odniesieniu do czasopism technicznych sprawa ta jednak stoi co najmniej niewłaściwie. Podniesienie ceny czasopism o małym nakładzie nie tylko nie wywiera zamierzonych skutków, lecz przynosi rezultaty zupełnie przeciwnie. Wydaje się, że w gospodarce państwowej powinna być zachowana pewna kolejność rzeczy. Pilniejsze i ważniejsze są sprawy uregulowania rentowności zakładów przemysłowych, sklepów, środków lokomocji itp. niż oszczędność na czasopismach i c h o w y c h. Pragniemy przy tym podkreślić, że racjonalna oszczędność w stosunku do czasopism polega nie tylko na obniżce dotacji, lecz przede wszystkim na zwiększeniu wpływów. Ponadto nie trzeba zapominać, że czasopisma techniczne na całym świecie bardzo rzadko bywają samowystarczalne, a przeważnie korzystają z bezpośrednich lub pośrednich dotacji. O tych dotacjach powinna decydować wyłącznie przydatność czasopisma.

Uważamy, że czasopismo nasze powinno być, tak jak dotychczas, trybuną inżynierów i techników lotniczych, piśmie możliwie zbliżonym do praktyki, na łamach którego będą mogli się wypowiedzieć na techniczne tematy lotnicze pracownicy nauki, przemysłu, eksploatacji i wszyscy z techniką lotniczą związani. Główny nurt czasopisma kierować będziemy ku konstrukcjom lotniczym rozważanym z różnych punktów widzenia. Chcemy, aby „Technika Lotnicza“ stanowiła również konkretną pomoc dla studentów wydziałów lotniczych, wprowadzając ich w aktualne problemy życia nie zawsze poruszane na uczelni.

W roku bieżącym postaramy się podawać materiał jeszcze bardziej przybliżony do praktyki. W tym celu redaktorzy „Techniki Lotniczej“ planują w najbliższym czasie nawiązać bliższy, bezpośredni kontakt z zakładami przemysłowymi oraz innymi ośrodkami technicznymi lotnictwa, w celu zorientowania się w potrzebach tych ośrodków, jak też dla zwerbowania nowych autorów z dodatkowych źródeł. Jesteśmy przekonani, że bogate doświadczenie zakładów, powstanie nowych biur konstrukcyjnych, rozbudowa laboratoriów i opanowanie nowoczesnej technologii pozwoli na wyłuskanie cennego, nadającego się do rozpowszechnienia materiału. Akcja nasza ułatwi wypowiedzenie się ludziom, którzy mając zgromadzone cenne wiadomości z takich czy innych powodów nie mieli dotychczas możliwości lub warunków przekazania ich dalej. Pragniemy, aby nasza impreza trafiła na przygotowany grunt. Dlatego prosimy, aby Koledzy zainteresowani zarówno jako autorzy, jak i jako czytelnicy, zechcieli się zastanowić i przesłać nam swoje uwagi i sugestie dla przygotowania bezpośredniej dyskusji.

Mgr inż. EDWARD STANKIEWICZ

# Wpływ małych zmian konstrukcyjnych na częstość drgań własnych

Celem artykułu jest zaznajomienie czytelnika z metodą, za pomocą której najłatwiej można obliczyć zmianę częstości drgań własnych belki prostej, spowodowaną niezbyt dużymi zmianami sztywności i masy bieżącej.

Metoda ta, zwana „rachunkiem zaburzeń“, pozwala uniknąć ponownego rozwiązywania równania różniczkowego, o nieco zmienionych („zaburzonych“) współczynnikach, gdyż wykorzystuje już istniejące rozwiązanie równania o współczynnikach pierwotnych — „niezaburzonych“.

W szczególności, jeśli sztywność i masa bieżąca belki mają przebieg zmienny, lecz ta zmienność jest dość ograniczona, użyć można rachunku zaburzeń wprost do bezpośredniego obliczenia częstości własnych takiej belki, gdyż dla belki o stałej sztywności i stałej masie bieżącej rozwiązanie jest znane.

Aby dać pogląd na pracochłonność metody i dokładność otrzymywanych wyników, załączono na końcu przykład liczbowy.

W przypadku, gdy częstość drgań własnych wyznaczona być musi z dużą dokładnością, stosowana jest zwykle metoda kolejnych przybliżeń. Jest to jednak metoda pracochłonna. Z drugiej zaś strony rachunek ten musi być powtarzany po każdej poprawce i zmianie konstrukcji, pociągającej za sobą zmianę sztywności i masy konstrukcji. Podobnie zresztą należy przedyskutować rachunkowo różne warianty obciążenia eksploatacyjnego, jak na przykład zmianę ilości amunicji w skrzydle, doczepienie pocisków rakietowych itp.

Można uniknąć żmudnego powtarzania rachunku kolejnych przybliżeń i wprost obliczyć poprawkę częstości drgań własnych, wykorzystując znajomość częstości i postaci drgania konstrukcji przed wprowadzeniem do niej zmian — o ile wprowadzone zmiany nie są zbyt duże.

Posłużymy się w tym celu rachunkiem zaburzeń. Matematycznie rzecz biorąc, zadanie sprawdzamy do rozwiązania „bliskiego“, „zaburzonego“ równania różniczkowego, wykorzystując znajomość rozwiązania równania „niezaburzonego“.

„Zaburzeniami“ są tutaj dodatkowe wyrażenia we współczynnikach równania różniczkowego, przedstawiające zmiany sztywności i masy bieżącej.

W przypadku, gdy zmiany sprowadzają się tylko do zmian masy bieżącej, rachunek zaburzeń pozwala w sposób wyjątkowo szybki i łatwy obliczyć poprawki częstości drgań własnych; w przypadku zmiany sztywności rachunek jest nieco dłuższy (potrzebne jedno względnie dwukrotne różniczkowanie (wykreślne) krzywej). Jednak i w tym przypadku stosowanie rachunku zaburzeń może się opłacić.

Będziemy rozpatrywali drgania skątne i giętne belek prostych, ograniczając się do podstawowych w praktyce warunków brzegowych. W ten sposób przedmiotem rozważań może być skrzydło wolnonośne, łopata wirnika śmigłowca, śmigło, belka ogonowa śmigłowca itp. Zajmiemy się wprawdzie drganiami skątnymi.

## Drgania skątne belki prostej

W przypadku drgań skątnych belki o zmiennej sztywności skręcania  $GJ_p$  i zmiennym bieżącym momencie bezwładności  $J_m$ , funkcje postaci drgań (przedstawiające amplitudy skręceń) są rozwiązaniami równania różniczkowego

$$\frac{d}{dx} \left[ GJ_p \frac{d\varphi_n}{dx} \right] + \lambda_n J_m \varphi_n = 0 \quad \dots \dots \dots (1)$$

Każdej z funkcji  $\varphi_n$  odpowiada jej tylko właściwa częstość kołowa  $\sqrt{\lambda_n}$ . Choć będzie nas interesowała przede wszystkim podstawowa (najniższa) częstość własna  $\sqrt{\lambda_1}$ , jednak rachunek przeprowadzimy dla dowolnej  $n$ -tej częstości  $\sqrt{\lambda_n}$  i odpowiadającej jej funkcji  $\varphi_n$ , gdyż nie wprowadza to żadnych dodatkowych komplikacji, pozwala natomiast z korzyścią uogólnić wyniki.

Przypuśćmy, iż mamy belkę o danym przebiegu  $GJ_p$  oraz  $J_m$ , dla której wyznaczyliśmy już częstość drgań własnych  $\sqrt{\lambda_n}$  i odpowiadającą tej częstości postać drgań  $\varphi_n$ .

Przyjmijmy teraz, iż w belce uległ zmianie bieżący moment bezwładności  $J_m$ . Nowy bieżący moment bezwładności  $\bar{J}_m$  przedstawic można zawsze jako sumę

$$\bar{J}_m = J_m + J'_m : \dots \dots \dots (2)$$

gdzie „ $J'_m$ “ przedstawia „zaburzenie“ momentu bezwładności.

Zgodnie z metodą rachunku zaburzeń, człon „zaburzający“ należy uważać za mały.

Ponieważ „zaburzenie“, zgodnie z założeniem, jest małe.

przeło częstości własne  $\sqrt{\pi_n}$  jak również funkcje  $\bar{\varphi}_n$  zmienionej belki będą się mało różniły od  $\sqrt{\lambda_n}$  i  $\varphi_n$  belki pierwotnej.

Wyrazimy to następująco:

$$\left. \begin{aligned} \bar{\varphi}_n &= \varphi_n + \varphi'_n \\ \bar{\lambda}_n &= \lambda_n + \lambda'_n \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (3)$$

Człony  $\varphi'_n$  i  $\lambda'_n$  są wielkościami tegoż rzędu, co „zaburzenie“  $J'_m$ . Jeśli  $J'_m$  jest dostatecznie małe, wtedy kwadraty i iloczyny utworzone z poprawek  $\varphi'_n$ ,  $\lambda'_n$  i  $J'_m$  będziemy odrzucali jako małe w porównaniu z iloczynami wielkości „niezaburzonych“.

Zadanie nasze sprowadza się do znalezienia liczby  $\lambda'_n$ . (Rachunek zaburzeń pozwala wyznaczyć również funkcje  $\bar{\varphi}_n$  to znaczy znaleźć funkcje  $\bar{\varphi}_n$ , jednak nie będziemy się tutaj tym zajmowali).

Zamiast równania (1), otrzymujemy równanie „zaburzone“

$$\frac{d}{dx} \left[ GJ_p \frac{d\bar{\varphi}_n}{dx} \right] + \bar{\lambda}_n (J_m + J'_m) \bar{\varphi}_n = 0 \quad \dots \dots \dots (4)$$

Przedstawimy je w postaci

$$L \bar{\varphi}_n + \bar{\lambda}_n J_m \bar{\varphi}_n = 0 \quad \dots \dots \dots (5)$$

Gdzie symbol  $L$  przedstawia operator  $\frac{d}{dx} \left[ GJ_p \frac{d}{dx} \right]$ .

Równanie (1) możemy więc również napisać jako

$$L \varphi_n + \lambda_n J_m \varphi_n = 0 \quad \dots \dots \dots (6)$$

Użycie skróconego zapisu ułatwia rachunek i pozwala uogólnić wyniki.

Do równania (5) podstawiamy wyrażenia (2) i (3):

$$L (\varphi_n + \varphi'_n) + (\lambda_n + \lambda'_n) (J_m + J'_m) (\varphi_n + \varphi'_n) = 0$$

Wykonując działania i odrzucając wyrazy, zawierające iloczyny zaburzeń jako małe wyższego rzędu, oraz uwzględniając równanie (6), otrzymujemy

$$(L + \lambda_n J_m) \varphi'_n = (\lambda_n J'_m + \lambda'_n J_m) \varphi_n \quad \dots \dots \dots (7)$$

Otrzymaliśmy w ten sposób równanie niejednorodne, w którym lewa strona ma postać podobną do (6), natomiast po prawej stronie znajduje się nieznaną wartość  $\lambda'_n$ . Dla jej obliczenia wykorzystamy teraz pewną właściwość użytego przez nas operatora; spełnia on mianowicie warunek

$$\int \varphi_n L \varphi'_n dx = \int \varphi'_n L \varphi_n dx$$

Obie strony równania (7) mnożymy lewostronnie przez  $\varphi_n$  i całkujemy wzdłuż belki:

$$\int \varphi_n (L + \lambda_n J_m) \varphi'_n dx = \int \varphi_n (\lambda_n J'_m + \lambda'_n J_m) \varphi dx$$

Wykorzystując właściwość  $\int \varphi_n L \varphi'_n dx = \int \varphi'_n L \varphi_n dx$ , lewą stronę możemy przekształcić następująco:

$$\begin{aligned} \int \varphi_n (L + \lambda_n J_m) \varphi'_n dx &= \int \varphi_n L \varphi'_n dx + \int \varphi_n \lambda_n J_m \varphi'_n dx = \\ &= \int \varphi'_n L \varphi_n dx + \int \lambda_n J_m \varphi_n \varphi'_n dx; \end{aligned}$$

zgodnie z równaniem (6) oba ostatnie wyrazy znoszą się. Otrzymujemy więc ostatecznie:

$$\int \varphi_n (\lambda_n J'_m + \lambda'_n J_m) \varphi_n dx = 0 \quad \dots \dots \dots (8)$$

stąd 
$$\lambda'_n = -\lambda_n \frac{\int J'_m \varphi_n^2 dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx} \dots \dots \dots (9)$$

Całkowanie rozciąga się na całą długość belki. Kwadrat nowej częstości kołowej wynosi zatem

$$\bar{\lambda}_n = \lambda_n + \lambda'_n = \lambda_n \left( 1 - \frac{\int J'_m \varphi_n^2 dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx} \right).$$

Wynik ważny jest — jak widać — nie tylko dla częstości podstawowej, lecz i dla wszystkich częstości następnych. Obowiązuje on zarazem przy dowolnych warunkach brzegowych, nie potrzebowaliśmy ich bowiem dotychczas uwzględniać; ważne jest jedynie, by belki — pierwotna i nowa — posiadały te same warunki brzegowe.

Przechodzimy z kolei do przypadku, gdy ulega zmianie sztywność skręcania  $GJ_p$ .

Podobnie jak poprzednio, nową sztywność przedstawiamy w postaci

$$\bar{GJ}_p = GJ_p + GJ'_p,$$

gdzie  $GJ'_p$  jest małym „zaburzeniem“.

Równanie „niezaburzone“ i „zaburzone“ przyjmują postać:

$$\frac{d}{dx} \left[ GJ_p \frac{d \varphi_n}{dx} \right] + \lambda_n J_m \varphi_n = 0,$$

$$\frac{d}{dx} \left[ (GJ_p + GJ'_p) \frac{d \bar{\varphi}_n}{dx} \right] + \bar{\lambda}_n J_m \bar{\varphi}_n = 0.$$

Przedstawiamy je w postaci:

$$\begin{aligned} L \varphi_n + \lambda_n J_m \varphi_n &= 0, \\ \bar{L} \bar{\varphi}_n + \bar{\lambda}_n J_m \bar{\varphi}_n &= 0, \end{aligned} \dots \dots \dots (10)$$

gdzie 
$$\bar{L} = L + L' = \frac{d}{dx} \left[ (GJ_p + GJ'_p) \frac{d}{dx} \right] =$$

$$= \frac{d}{dx} \left[ GJ_p \frac{d}{dx} \right] + \frac{d}{dx} \left[ GJ'_p \frac{d}{dx} \right],$$

zaś  $\bar{\varphi}_n$  i  $\bar{\lambda}_n$ , jak poprzednio, wyrażają się jako:

$$\left. \begin{aligned} \bar{\varphi}_n &= \varphi_n + \varphi'_n \\ \bar{\lambda}_n &= \lambda_n + \lambda'_n \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (11)$$

Podstawiamy wyrażenia (11) do równania „zaburzonego“:

$$(L + L') (\varphi_n + \varphi'_n) = -(\lambda_n + \lambda'_n) J_m (\varphi_n + \varphi'_n)$$

Stąd, po wykonaniu działań i odrzuceniu małych wyższego rzędu, otrzymujemy:

$$(L + \lambda_n J_m) \varphi'_n = -(L' + \lambda'_n J_m) \varphi_n$$

Podobnie jak poprzednio, mnożymy obie strony równania lewostronnie przez  $\varphi_n$  i otrzymujemy, iż lewa strona tego równania jest równa zero. Ma zatem być:

$$\int \varphi_n (L' + \lambda'_n J_m) \varphi_n dx = 0 \dots \dots \dots (12)$$

stąd otrzymujemy:

$$\lambda'_n = - \frac{\int \varphi_n L' \varphi_n dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx} = - \frac{\int \varphi_n \frac{d}{dx} \left[ GJ'_p \frac{d \varphi_n}{dx} \right] dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx} \dots \dots \dots (13)$$

Licznik ostatniego wyrażenia całkujemy przez części; wtedy (uwzględniając którykolwiek z możliwych wariantów warunków brzegowych: oba końce swobodne, oba utwierdzone lub jeden koniec utwierdzony, a drugi swobodny) otrzymujemy:

$$\lambda'_n = \frac{\int GJ'_p \left( \frac{d \varphi_n}{dx} \right)^2 dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx} \dots \dots \dots (14)$$

Wobec tego kwadrat szukanej częstości kołowej wynosi:

$$\bar{\lambda}_n = \lambda_n + \lambda'_n = \lambda_n + \frac{\int GJ'_p \left( \frac{d \varphi_n}{dx} \right)^2 dx}{\int J_m \varphi_n^2 dx}$$

Wynik ważny jest nie tylko dla częstości podstawowej, lecz i dla wszystkich następnych częstości. Obowiązuje on przy dowolnych warunkach brzegowych (wymienionych powyżej), ważne jest tylko, by belki — pierwotna i nowa — posiadały te same warunki brzegowe.

Widzimy, iż w tym przypadku konieczne jest przeprowadzenie różniczkowania funkcji  $\varphi_n$ . Najdogodniej przeprowadzić je wykreślnie. Zobaczymy na przykładzie, iż nawet przy niezbyt precyzyjnym wykonaniu tej operacji (zastąpienie stycznych siecznymi) dokładność otrzymanego wyniku jest duża.

Przechodzimy obecnie do drgań giętnych.

**Drgania giętne belki prostej**

Wychodzimy z równania dla belki o zmiennej sztywności na zginanie  $EJ$  i zmiennej masie bieżącej  $q$ :

$$\frac{d^2}{dx^2} \left[ EJ \frac{d^2 u_n}{dx^2} \right] - \lambda_n q u_n = 0 \dots \dots \dots (15)$$

Funkcje  $u_n$  przedstawiają postaci drgań (amplitudy wychyleń), zaś liczby  $\lambda_n$  są kwadratami częstości kołowych odpowiadających funkcji  $u_n$ .

Zajmiemy się najpierw wpływem zmiany masy bieżącej  $q$  na częstość drgań własnych belki.

Przyjmując znane oznaczenia:

$$\begin{aligned} \bar{q} &= q + q' \quad (\text{gdzie } q' \text{ jest „zaburzeniem“ masy bieżącej } q) \\ \bar{u}_n &= u_n + u'_n \\ \bar{\lambda}_n &= \lambda_n + \lambda'_n \end{aligned}$$

i wprowadzając operator  $L = \frac{d^2}{dx^2} \left[ EJ \frac{d^2}{dx^2} \right]$  (który również

spełnia warunek  $\int u_n L u'_n dx = \int u'_n L u_n dx$ , możemy równanie „zaburzone“ przedstawić w postaci:

$$L \bar{u}_n - \bar{\lambda}_n \bar{q} \bar{u}_n = 0$$

Jest to postać równoważna równaniu (5). Różnica w znaku może być usunięta przez wprowadzenie funkcji pomocniczej  $q^* = -q$ , i jak łatwo zauważyć z równania (8), nie ma tu żadnego wpływu, a zatem korzystając z formalnych zalet zapisu operatorowego, otrzymujemy od razu, zgodnie ze wzorem (9), gotowy wynik:

$$\lambda'_n = -\lambda_n \frac{\int q' u_n^2 dx}{\int q u_n^2 dx} \dots \dots \dots (16)$$

Całkowanie rozciąga się na całą długość belki.

Tutaj, jak i poprzednio, wynik ważny jest dla każdej z częstości.

Warunki brzegowe mogą być dowolne, ale te same dla belki pierwotnej i nowej.

Pozostaje jeszcze rozpatrzyć wpływ zmiany sztywności  $EJ$  na częstość drgań własnych belki.

Przyjmujemy, iż nowa sztywność  $EJ$  różni się od sztywności pierwotnej o małe „zaburzenie“  $EJ'$ . Mamy zatem:

$$\begin{aligned} \bar{EJ} &= EJ + EJ', \\ \bar{u}_n &= u_n + u'_n, \\ \bar{\lambda}_n &= \lambda_n + \lambda'_n \end{aligned}$$

oraz

$$\bar{L} = L + L' = \frac{d^2}{dx^2} \left[ EJ \frac{d^2}{dx^2} \right] + \frac{d^2}{dx^2} \left[ EJ' \frac{d^2}{dx^2} \right].$$

Otrzymujemy równanie „zaburzone“:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left[ (EJ + EJ') \frac{d^2 \bar{u}_n}{dx^2} \right] - \bar{\lambda}_n \bar{q} \bar{u}_n = 0,$$

czyli

$$L \bar{u}_n - \bar{\lambda}_n \bar{q} \bar{u}_n = 0$$

Ale jest to postać równoważna równaniu (10) po wyprowadzeniu funkcji pomocniczej  $q^* = -q$ . Uwzględniając zatem w (12) podstawienie  $q^* = -q$ , otrzymujemy od razu rozwiązanie:

$$\lambda'_n = \frac{\int u_n L' u_n dx}{\int q u_n^2 dx} \dots \dots \dots (17)$$

(całkowanie rozciąga się na całą długość belki).

Licznik wyrażenia dwukrotnie całkujemy przez części, wówczas otrzymamy:

lambda'\_n = [u\_n d/dx (EJ' d^2 u\_n/dx^2)]\_0^l - [du\_n/dx EJ' d^2 u\_n/dx^2]\_0^l + integral EJ' (d^2 u\_n/dx^2)^2 dx / integral q u\_n^2 dx

Widzimy stąd, iż przy dowolnych warunkach brzegowych (utwierdzenie, przegub, swobodny koniec i ich kombinacjach, kwadrat częstości kołowej upraszcza się do wyrażenia

lambda\_n\_bar = lambda\_n + lambda'\_n = lambda\_n + integral EJ' (d^2 u\_n/dx^2)^2 dx / integral q u\_n^2 dx

Ważne jest jedynie, by warunki brzegowe belki pierwotnej i nowej były te same.

W przypadku jednoczesnej zmiany EJ i w q, poprawki częstości dodajemy. Podobnie w przypadku drgań skrętnych.

Metoda rachunku zaburzeń polega na zastosowaniu założenia małości „zaburzeń”. Otrzymane wyniki są tym ścisłejsze, im mniejsze są „zaburzenia”.

W praktyce zmiany masy bieżącej i sztywności nie przekraczające 30% wartości pierwotnych są dostatecznie małymi „zaburzeniami”, by móc wynik rachunku uważać za ścisły.

\*

Możliwości zastosowań rachunku zaburzeń nie wyczerpują się — oczywiście — na poprzednich przykładach.

Niemal zawsze, gdy mamy do czynienia z zadaniem na wartości własne, można z powodzeniem stosować tę metodę.

Przykład

Dla przykładu stosujemy rachunek zaburzeń dla obliczenia siły krytycznej w przypadku wybożenia pręta o zmiennej sztywności EJ.

Równanie osi ugiętej pręta, posiadającego przeguby z obu stron, jest

EJ d^2 u/dx^2 = -Pu

czyli

Lu = -lambda u

Przypuśćmy, iż małej zamianie uległa sztywność pręta. Nowa sztywność wyrazi się jako

EJ\_bar = EJ + EJ'

gdzie EJ' jest małym „zaburzeniem”. Otrzymujemy wówczas równanie „zaburzone”

(EJ + EJ') d^2 u/dx^2 = -lambda\_bar u

czyli

L\_bar u\_bar = -lambda\_bar u\_bar (gdzie L\_bar = L + L')

a zatem szukana poprawka wyrazi się wzorem (13):

lambda'\_n = - integral u\_n L' u\_n dx / integral u\_n^2 dx = - integral u\_n EJ' d^2 u\_n/dx^2 dx / integral u\_n^2 dx

czyli nowa siła krytyczna wynosi

P\_n\_bar = P\_n + P'\_n = P\_n + lambda'\_n

W przypadku pręta o stałej sztywności pierwotnej EJ = const, jest

u\_n = C\_n sin(n pi x / l)

i otrzymujemy

lambda'\_n = 2 n^2 pi^2 / l^3 integral EJ' sin^2(n pi x / l) dx

czyli poprawka pierwszej siły krytycznej jest

lambda'\_1 = 2 pi^2 / l^3 integral EJ' sin^2(pi x / l) dx

W szczególności widać stąd, iż osłabienie (względnie zwiększenie) sztywności pręta o EJ' na krótkim odcinku delta l w miejscu pi x / l zmienia siłę krytyczną o wielkość

2 pi^2 / l^3 \* EJ' \* delta l \* sin^2(pi x / l)

A zatem największy wpływ na siłę krytyczną (jak należało się spodziewać) wywiera osłabienie (wzmocnienie) środkowego odcinka pręta.

Wykorzystując istniejące już rozwiązania równania (19) dla prostszych postaci funkcji EJ, możemy przy pomocy wzoru (20) wyczerpać większość praktycznie spotykanych przypadków wybożenia.

Podajemy teraz przykład. Zajmiemy się drganiami giętnymi belki. Przypuśćmy, iż w belce o stałej sztywności zginania EJ\_0 i stałej masie bieżącej q\_0, uległy niezbyt dużej zmianie sztywności i masa bieżąca. Obliczymy zmiany częstości drgań własnych wywołane tymi „zaburzeniami”. Niech więc belka pierwotna posiada długość l = 140 cm, sztywność zginania EJ\_0 = 7,5 \* 10^5 kG cm^2 oraz masę bieżącą q\_0 = 10^-5 kG \* sek^2 / cm^2

Przyjmując, iż jeden koniec belki (X = 0) jest utwierdzony, a drugi (X = l) swobodny, otrzymujemy podstawową drgań własnych:

omega\_1 = 3,52 sqrt(EJ\_0 / q\_0 l^4) = 49,0 1/sek

oraz funkcję postaci drgań u\_1:

Table with 11 columns (x/l from 0,0 to 1,0) and 2 rows (u\_1 values)

Zbadajmy, jak zmieni się częstość omega\_1, jeśli ulegnie zmianie masa bieżąca q. Przypuśćmy, iż:

q\_bar = q\_0 + q' = q\_0 - (q\_0 - q\_l) \* x/l

przy czym q\_l = 0,9 q\_0, czyli „zaburzenie” osiąga 10% wielkości „niezaburzonej”.

Szukamy poprawki:

lambda'\_1 = - lambda\_1 integral q' u\_1^2 dx / integral q\_0 u\_1^2 dx

obie całki obliczamy metodą trapezów. W tym celu układamy tabelkę:

skąd otrzymujemy:

integral q' u\_1^2 dx = -14 \* 0,819 \* 10^-5

Large table with 11 columns (x/l from 0,0 to 1,0) and 6 rows (u\_1, u\_1^2, q', q' \* u\_1^2, q\_0 \* u\_1^2)

$$\int_0^l q_0 u_1^2 dx \doteq 14 \cdot 10,1 \cdot 10^{-5},$$

czyli  $\lambda'_1 = \omega_1^2 \frac{14 \cdot 0,819 \cdot 10^{-5}}{14 \cdot 10,1 \cdot 10^{-5}} = \omega_1^2 \cdot 0,081$

kwadrat szukanej częstości kołowej wynosi zatem:

$$\bar{\omega}_1^2 = \bar{\lambda}_1 = \lambda_1 + \lambda'_1 = \omega_1^2 + \omega_1^2 \cdot 0,081 = \omega_1^2 \cdot 1,081$$

stąd

$$\bar{\omega}_1 = 51,0 \frac{1}{\text{sek}}$$

podczas gdy częstość ta, wyznaczona metodą równań całkowych (dająca wartości nieco niższe od wartości rzeczywistych) wynosi  $\omega_1 = 50,8 \frac{1}{\text{sek}}$ , zaś wyznaczona metodą Rayleigha (dająca wartości nieco wyższe od wartości rzeczywistych) — wynosi  $\omega_1 = 51,1 \frac{1}{\text{sek}}$ .

Widać stąd, że „zaburzenie“ masy bieżącej, wielkości 10%, jest z punktu widzenia rachunku „zaburzeń“ małym zaburzeniem.

Przyjmując w poprzednim przykładzie „zaburzenie“ wielkości 20%, to znaczy  $q_l = 0,8 q_0$ , otrzymujemy częstość:

$$\omega_1 = 52,8 \frac{1}{\text{sek}} \text{ (metodą równań całkowych),}$$

$$\bar{\omega}_1 = 52,8 \frac{1}{\text{sek}} \text{ (metodą rachunku zaburzeń).}$$

Przy  $q_l = 0,7 q_0$ , to znaczy „zaburzeniu“ wielkości 30%, otrzymujemy:

$$\bar{\omega}_1 = 54,8 \frac{1}{\text{sek}} \text{ (metodą rachunku zaburzeń)}$$

$$\omega_1 = 55,4 \frac{1}{\text{sek}} \text{ (metodą równań całkowych)}$$

Przechodzimy do przypadku zmiany sztywności. Przyjmujemy tę samą belkę z tymi samymi warunkami brzegowymi. Przypuśćmy, iż nowa sztywność różni się od pierwotnej o „zaburzenie“  $EJ'$ .

$$\bar{E}J = EJ_0 + EJ'$$

przy czym przebieg funkcji  $EJ'$  podany jest w tabelce:

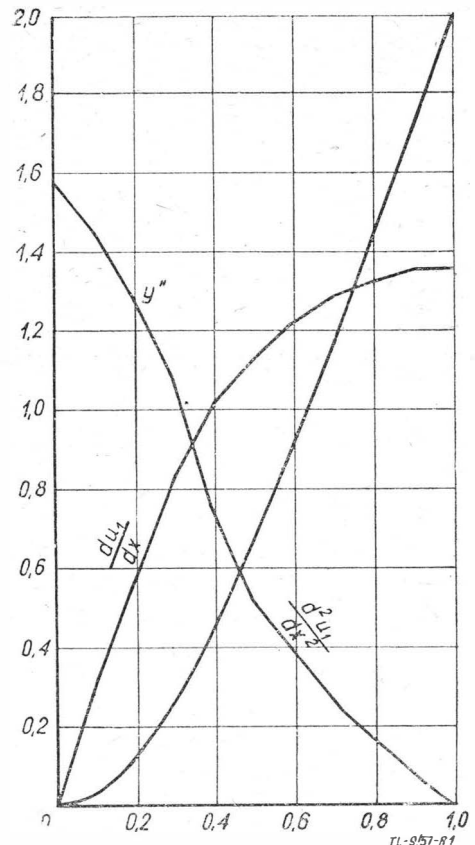
$x/l$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$EJ'$	$0,75 \cdot 10^5$	0,75	0,65	0,50	0,35	0,20	0,00	-0,20	-0,50	-0,80	-1,50

Ponieważ szukana poprawka ma postać:

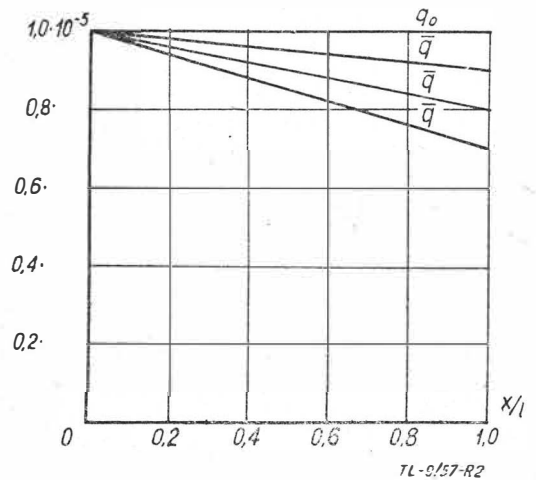
$$\lambda'_1 = \frac{\int EJ' \left( \frac{d^2 u_1}{dx^2} \right)^2 dx}{\int q u_1^2 dx},$$

należy znaleźć przebieg funkcji  $\frac{d^2 u_1}{dx^2}$ ; w tym celu różniczkujemy dwukrotnie funkcję  $u_1$  metodą wykreślną. Dla uproszczenia styczne zastępujemy siecznymi: Zestawiamy teraz tabelkę:

$x/l$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$EJ'$	$0,75 \cdot 10^5$	0,75	0,65	0,50	0,35	0,20	0,00	-0,20	-0,50	-0,80	-1,50
$\frac{d^2 u_1}{dx^2}$	$32,3 \cdot 10^{-5}$	29,6	25,9	21,8	14,9	10,4	7,95	5,30	3,26	1,84	0,00
$\left( \frac{d^2 u_1}{dx^2} \right)^2$	$1040 \cdot 10^{-10}$	876	670	476	222	108	63	28	11	3	0
$EJ' \cdot \left( \frac{d^2 u_1}{dx^2} \right)^2$	$780 \cdot 10^{-5}$	658	435	238	78	22	0	-6	-6	-2	0



Rys. 1. Pierwsza i druga pochodne funkcji postaci drgań belki, otrzymane za pomocą różniczkowania graficznego



Rys. 2. Zmiany masy bieżącej belki pierwotnej

Otrzymujemy:

$$\int_0^l EJ' \left( \frac{d^2 u_1}{dx^2} \right)^2 dx \doteq 14 \cdot 1807 \cdot 10^{-5},$$

zaś całka  $\int_0^l q_0 u_1^2 dx$  została już znaleziona poprzednio. Mamy

więc:

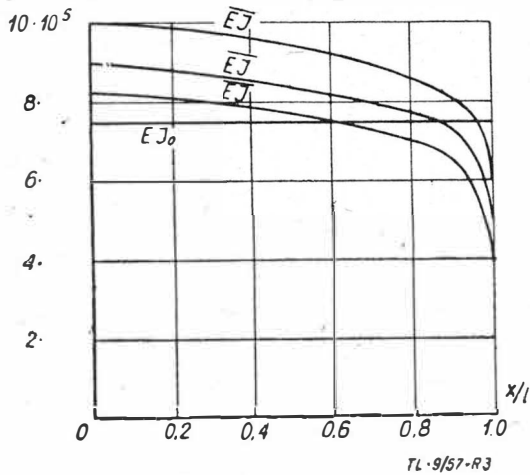
$$\lambda^2 = \frac{14 \cdot 1807 \cdot 10^{-5}}{14 \cdot 10,1 \cdot 10^{-5}} = 178,$$

$$\bar{\lambda}_1 = \lambda_1 + \lambda'_1 = 49^2 + 178 = 2578,$$

$$\bar{\omega} = \sqrt{\bar{\lambda}_1} = 50,8 \frac{1}{\text{sek}}$$

Metodą równań całkowych otrzymujemy

$$\omega_1 = 50,2 \frac{1}{\text{sek}}$$



Rys. 3. Zmiany sztywności belki pierwotnej

Przy większej zmianie sztywności:

$x/l$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$EJ'$	$1,50 \cdot 10^5$	1,5	1,35	1,20	1,05	0,90	0,70	0,50	0,20	-0,15	-0,70

Otrzymujemy:

$$\omega_1 = 52,5 \frac{1}{\text{sek}} \quad (\text{metodą równań całkowych})$$

$$\bar{\omega}_1 = 52,8 \frac{1}{\text{sek}} \quad (\text{metodą rachunku zaburzeń})$$

Przy jeszcze większej zmianie sztywności:

$x/l$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,5	0,7	0,8	0,9	1,0
$EJ'$	$2,5 \cdot 10^5$	2,45	2,35	2,20	2,00	1,85	1,65	1,40	1,05	0,60	-1,5

otrzymujemy:

$$\omega_1 = 55,4 \frac{1}{\text{sek}} \quad (\text{metodą równań całkowych})$$

$$\bar{\omega}_1 = 55,5 \frac{1}{\text{sek}} \quad (\text{metodą rachunku zaburzeń})$$

Wykresy „zaburzeń“ masy bieżącej i sztywności zestawiamy na rysunkach 2 i 3.

#### Literatura

1. R. Courant, D. Hilbert „Methoden der mathematischen Physik“
2. Rayleigh „Theory of Sound“

Mgr inż. Jan KOZNIIEWSKI

## Maszyny pionowego startu i lądowania\*

Ostatnio jesteśmy świadkami powstania nowego kierunku w rozwoju lotnictwa. Dosłownie z dnia na dzień „rodzą“ się coraz to inne konstrukcje maszyn pionowego oraz strome go startu i lądowania. Różnice w rozwiązaniach są tak duże, że częstokroć zupełnie nie są one wzajemnie do siebie podobne.

Fakt ten powstał zarówno dzięki temu, że konstruktorzy poszukiwali na różnych drogach rozwiązania problemu skrócenia startu i lądowania, jak również dlatego, że maszyny te spełniać mają różne zadania. Są też wśród nich konstrukcje czysto doświadczalne mające za cel jedynie rozwiązanie zupełnie określonego problemu technicznego. W celu usunięcia pozornego chaosu oraz ułatwienia Czytelnikowi zorientowania się w jednym z podstawowych kierunków rozwoju współczesnej techniki lotniczej Autor niniejszego artykułu postawił sobie za cel możliwie syntetyczne ujęcie zagadnień lotnictwa startu pionowego (przy jednoczesnym omówieniu wszystkich typów). Dlatego celowo zostały pominięte takie problemy, jak stateczność, mechanika przechodzenia z lotu pionowego do poziomego i z powrotem, bezpieczeństwo itp., ponieważ wymagają one rozważań odnoszących się do maszyny określonego typu.

### Wstęp

W sposób coraz bardziej widoczny dojrze wa problem pozbycia się rozległych przestrzeni lotniskowych, niezbędnych do bezpiecznego startu i lądowania większości współczesnych samolotów.

Dzisiejszy rozwój konstrukcji samolotów cechuje szybki wzrost prędkości zarówno maksymalnej, jak i przelotowej. Dyktują go względy taktyczne w lotnictwie wojskowym i ekonomiczne w lotnictwie komunikacyjnym. Niestety pociąga on za sobą zwiększenie prędkości i długości startu oraz lądowania, a w konsekwencji konieczność budowy bardzo długich pasów startowych, zapewniających wymagania bezpieczeństwa przy starcie oraz lądowaniu. Dziś zachodzi już konieczność budowy betonowych pasów startowych o długości dochodzącej do 3 km, a nawet 3,5 km.

Ogromne lotniska posiadają następujące wady:

1) lotniska ze względu na swoje wymiary oraz niezbędną dla zachowania bezpieczeństwa ruchu nad lotniskiem przestrzeń powietrzną muszą znajdować się dostatecznie daleko od obsługiwanych przez nie ośrodków. Czas dojazdu pasażerów do lotniska w znacznym stopniu obniża wartość transportu lotniczego jako środka szybkiej komunikacji.

Szczególnie wyraźnie odczuwa się to na trasach przelotowych rzędu paru set kilometrów. Wtedy suma czasów lotu oraz dojazdów może okazać się niewiele mniejsza od czasu jazdy pociągiem albo samochodem;

\* Z konieczności jest tu użyte słowo „maszyna“, ani Autor ani redakcja nie znaleźli nic lepszego, do tej pory nie jest jeszcze ustalone wyrażenie dla ogólnego określenia maszyn latających, które są omawiane w artykule. Słowo „aerodyna“ według sformułowania aktualnej normy słowniczkiej jest pojęciem za wąskim. Może Czytelnicy zgłoszą odpowiednią nazwę...

2) w krajach posiadających słabo rozwiniętą komunikację naziemną, nawet na krótkich dystansach samolot jest atrakcyjnym środkiem przewozu. Jednak może on być ograniczony brakiem możliwości budowy wielkich lotnisk, na przykład w terenach górzystych, lasach tropikalnych albo na archipelagach małych wysp;

3) koszt budowy i utrzymania lotnisk posiadających długie pasy betonowe, skomplikowaną instalację oświetleniową oraz radiową podnosi w znacznym stopniu koszt transportu lotniczego. Jeżeli nie obciąża on bezpośrednio pasażera, to na pewno musi ponosić go społeczeństwo;

4) przy bardzo dużym nasileniu ruchu na dzisiejszych lotniskach węzłowych, gdy wszystkie samoloty startują i lądują z jednego pasa, najmniejsze nawet uchybienie ze strony kierownictwa portu albo którejsz z załóg samolotów powoduje prawie z reguły katastrofę;

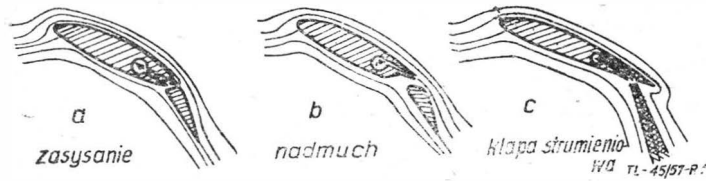
5) podczas działań wojennych współczesne lotnisko z widocznymi wyraźnie pasami startowymi jest łatwe do odnalezienia z powietrza, a zniszczenie jego pasów przez trafienie bombami czyni to lotnisko zupełnie bezużyteczne dla szybkich samolotów bojowych. Poza tym jest ono wyjątkowo wygodnym celem ataku atomowego;

6) dzisiejsze samoloty, szczególnie transportowe, wykluczają niemal zupełnie start i lądowanie w terenie przygodnym, albo w terenie mogącym być w ciągu niedługiego czasu przystosowanym do potrzeb startu i lądowania.

Wymienione wady wielkich lotnisk zmusiły wielu konstruktorów oraz producentów do pracy nad aktualnym problemem skrócenia startu oraz lądowania samolotów, na przykład przez zastosowanie urządzeń hipersońnych, takich jak klapy, skrzela itp., pozwalających na zwiększenie podczas startu oraz lądowania wielkości współczynnika siły nośnej  $c_z$  i w ten sposób zmniejszenie prędkości oderwania się samolotu przy starcie i zmniejszenie prędkości lądowania.



Skrócenie długości rozbiegu i dobiegu na drodze stosowania jedynie urządzeń hipernośnych jest — jak dotąd — ograniczone wielkością osiągniętego współczynnika  $c_z$ . Duże nadzieje rokują metody polegające na zapobieganiu oderwania na klapie przez zastosowanie zasysania warstwy granicznej (rys. 1a), albo nadmuchu nad klapą (rys. 1b).



Rys. 1. Sposoby zwiększania nośności skrzydła

Ostatnio prowadzi się prace nad tak zwanymi klapami strumieniowymi (rys. 1c), które polegają na wyprowadzeniu części strumienia odrzutowego w dół przez szczelinę przechodzącą wzdłuż skrzydeł w pobliżu krawędzi spływu. Przez zastosowanie klap strumieniowych można uzyskać bardzo wysokie wartości współczynnika siły nośnej  $c_z$ , dochodzące do wartości (12÷14).

Jako ilustrację możliwości zmniejszenia lotnisk można podać, że samolot o obciążeniu  $G/S = 147 \text{ kG/m}^2$  oraz współczynnik  $c_{z \text{ max}} = 12$  będzie posiadał całkowitą długość lądowania poniżej 150 m.

Niedawno oblatany samolot transportowy DHC-4 „Caribou“ firmy de Havilland Canada, uchodzący za samolot krótkiego startu, posiada rozbieg około 120 m, a do osiągnięcia bezpiecznej wysokości 15 m potrzebuje 240 m. Należy jednak podkreślić, że lądowanie jest z reguły dłuższe od startu i ono jest wymiarujące. Ponadto obowiązujące przepisy bezpieczeństwa wymagają, aby istniała dostateczna przestrzeń lotniska, która zapewniłaby wyhamowanie samolotu w przypadku uszkodzenia jedynej silnika maszyny jednosilnikowej, względnie wystartowanie na silnikach pozostałych w przypadku maszyny wielosilnikowej.

Jak widzimy z powyższych rozważań — problem lotnisk radykalnie rozwiązać może jedynie maszyna startująca i lądująca pionowo, albo dostatecznie stromo bez rozbiegu.

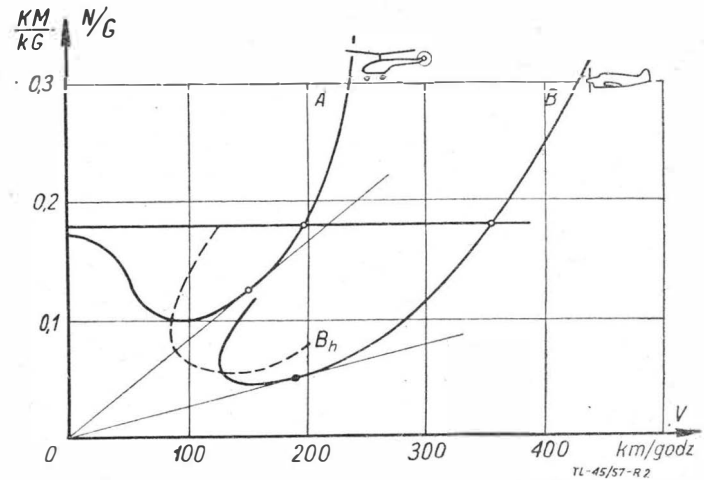
W chwili obecnej prowadzone są przez wiele firm oraz instytutów naukowo-badawczych (w USA około dziesięciu firm) intensywne prace nad stworzeniem różnego typu maszyn latających startu pionowego. Jednak — jak dotąd — jedynie śmigłowce są pełnosprawnymi, nadającymi się do eksploatacji maszynami tego rodzaju. Posiadają jednak one pewne wady, które zostaną dalej omówione w niniejszym artykule. Toczona się na ten temat dyskusja na łamach światowej prasy technicznej, przeważnie anglosaskiej, stworzyła aktualną terminologię i wprowadziła następujące skróty, z którymi warto zaznajomić zainteresowanego Czytelnika. Jednocześnie podano proponowane przez mgr inż. Stanisława Witkowskiego polskie nazwy i skróty.

Nazwy i skróty w lit. anglosaskiej	Nazwy i skróty polskie (proponowane)
VTOL — vertical take-off and landing.	PWL — pionowy wzlot i lądowanie.
Start pionowy i lądowanie.	SSL — skrócony start i lądowanie.
STOL — short take-off and landing.	
Krótki (stromy) start i lądowanie.	
STOVL — short take-off, vertical landing.	
Krótki (stromy) start, lądowanie pionowe.	

**Porównanie śmigłowca i samolotu**

Śmigłowiec jest maszyną świetnie nadającą się do wykonywania lotu wiszącego, startu oraz lądowania pionowego. Zdolność tę uzyskano dzięki zastosowaniu wirnika nośnego o dużej średnicy, a zatem o małym obciążeniu powierzchni jego tarczy. Obciążenie to jest rzędu (12÷18)kG/m<sup>2</sup> dla śmigłowców jednosilnikowych oraz do około 25 kG/m<sup>2</sup> dla śmi-

głowców dwusilnikowych. Wirnik nośny śmigłowca jest idealnym środkiem wytwarzania siły nośnej podczas lotu pionowego. Na przykład w locie wiszącym pobiera on razem z układem napędów skończoną moc równą około (0,25÷0,20)KM/kG ciężaru maszyny. Jednak do jego kręcenia jest potrzebna duża, niezależna prawie od prędkości, moc profilowa, oraz w locie poziomym moc potrzebna do pokonania ogromnego oporu czołowego tego wirnika, większego niż opór czołowy skrzydła. Pociąga to za sobą zmniejszenie ekonomiczności śmigłowca w czasie przelotu w porównaniu z samolotem. Wyraźnie fakt ten ilustruje porównanie między samolotem i śmigłowcem pokazane na rysunku 2. Rys. 2, na którym zestawione są razem wykresy mocy potrzebnej do lotu poziomego odniesionej do jednego kilograma ciężaru maszyn, w funkcji prędkości lotu. Samolot jest, jak widać z wykresu, podczas przelotu maszyną znacznie bardziej ekonomiczną od śmigłowca. Kąty nachylenia stycznych do krzywych wskazują, że minimalne zużycie paliwa przy prędkościach ekonomicznych jest w danym przypadku dla śmigłowca około 3,2 raza większe niż dla samolotu.



Rys. 2. Porównanie zapotrzebowania mocy samolotu i śmigłowca

Krzywa A śmigłowiec ciężar w locie  $G = 3180 \text{ kG}$  średnica wirnika  $D = 16 \text{ m}$  obciążenie pow. wirnika  $G/S = 15,8 \text{ kG/m}^2$  Prędk. obw. łopata wirnika  $V_t = 180 \text{ m/sek}$

Krzywa B samolot ciężar w locie  $G = 3290 \text{ kG}$  rozpiętość  $b = 14,2 \text{ m}$  obciążenie pow. nośn.  $G/S = 98 \text{ kG/m}^2$   $B_h$  — samolot z urządzeniem hipernośnym

Prędkości ekonomiczne wyniosą dla śmigłowca około 150 km/godz, a dla tego samolotu około 190 km/godz. Przy tym samym obciążeniu mocy 5,5 kG/KM prędkość max. samolotu wyniesie 350 km/godz, podczas gdy prędkość dopuszczalna max. śmigłowca ze względu na zjawisko oderwania na łopatach będzie prawdopodobnie ograniczona do około 180 km/godz.

Samolot jednak posiada ograniczoną prędkość minimalną, w przytoczonym przykładzie 125 km/godz. Zastosowanie urządzeń hipernośnych pozwala na jej zmniejszenie w sto-

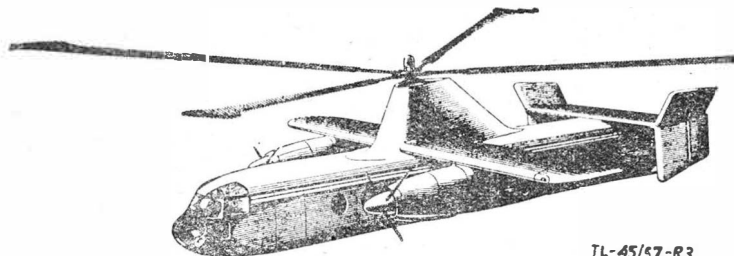
sunku 
$$\frac{v_{min}(h)}{v_{min}} = \sqrt{\frac{C_{z \text{ max}}}{C_{z \text{ max}}(h)}}$$
, lecz niemożliwe jest jak wiemy,

zmniejszenie prędkości minimalnej do zera. (Indeks (h) oznacza zastosowanie urządzeń hipernośnych). Drugą, bardzo istotną wadą śmigłowca w locie poziomym, również mającą swoje źródło w wirniku nośnym, jest powstawanie w czasie lotu poziomego silnych drgań niskiej częstotliwości. Wzrastają one wraz z prędkością i są powodem wyżej omówionego jej ograniczenia. Drgania te „męczą“ konstrukcję i wpływają na obniżenie rezerwów niektórych zespołów, a co za tym idzie — są jeszcze jedną przyczyną podniesienia kosztów eksploatacji śmigłowców. Na tle powyższego porównania widzimy śmigłowca jako maszynę wysoce wyspecjalizowaną do wykonywania lotu pionowego oraz do lotu z małymi prędkościami w zakresie do 150 km/godz. Klasyczny śmigłowiec wydaje się w tym zakresie bezkonkurencyjny w zastosowaniu do zadań specjalnych, przy których wykonywaniu nie liczymy się z kosztami, a wymagających startu i lądowania pionowego oraz bezwzględnie dużej operatywności przy małych prędkościach lotu.

### Próby polepszenia własności aerodynamicznych śmigłowca

Idealnym rozwiązaniem byłaby maszyna posiadająca w locie poziomym z prędkością większą od 150 km/godz cechy samolotu, a podczas startu i lądowania — upodabniała się do śmigłowca.

Jedną z prób rozwiązania tego problemu jest ciekawa konstrukcja angielskiej firmy „Fairey“, nazwana „Rotodyna“ (rys. 3). Jest to duża maszyna, mogąca zabrać około czterdziestu pasażerów, opracowana pod kątem widzenia potrzeb komunikacji na dystansach rzędu paruset kilometrów. Podczas startu pionowego i przy locie z małą prędkością siłę



TL-45/57-R3

Rys. 3. Fairey „Rotodyna“: przykład próby wyeliminowania ograniczenia prędkości lotu spowodowanego drganiami

nośną wytwarza wirnik nośny, napędzany bezpośrednio przez komory spalania, umieszczone na końcach łopatek. Sprężone powietrze doprowadzane do komór spalania jest dostarczone przez sprężarki napędzane silnikami turbinowymi, poruszającymi jednocześnie śmigła ciągnące.

Takie rozwiązanie napędu wirnika odrzutowego, choć ze względu na ograniczoną prędkość obwodową wirnika, posiada małą sprawność, to jednak jest lżejsze od napędu składającego się z przekładni i przenoszących momenty wałów. W miarę przechodzenia do lotu poziomego z coraz większą prędkością moc pobierana przez śmigła ciągnące wzrasta, a moc dostarczona do wirnika przez układ sprzężarek i komór spalania na końcach łopatek maleje i wreszcie wirnik zaczyna się obracać sam, dzięki autorotacji. W tym momencie maszyna przestaje być śmigłowcem, a staje się wiatrakowcem. Rotodyna jest zaopatrzona w małe skrzydła, które w locie poziomym wytwarzają siłę nośną, odciążającą w około 60% wirnik nośny. Ze względu na to, że ciąg do przodu wytwarzają śmigła, odpada konieczność nachylania płaszczyzny tarczy wirnika ku przodowi, które w śmigłowcu ma na celu stworzenie składowej poziomej ciągu wirnika,

zbędne jest zatem sterowanie okresowe łopatek wirnika Rotodyny.

Dzięki małemu kątowi ustawienia ogólnego oraz brakowi zmiany okresowej kąta ustawienia uniknięto zjawiska powstawania oderwania na powracającej łopacie, ograniczającą tego zwykle prędkość lotu śmigłowców.

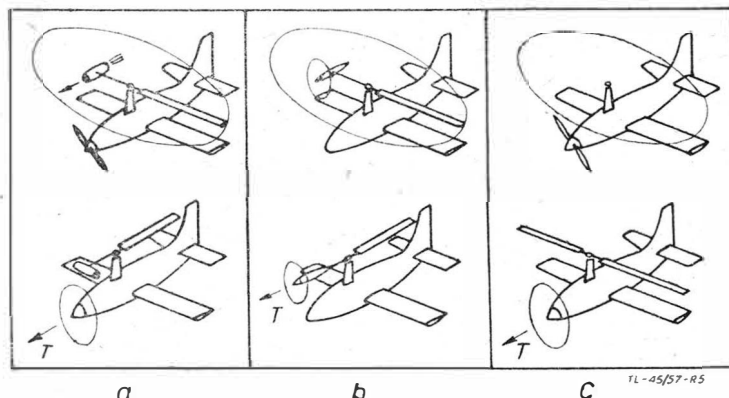
Dzięki temu rozwiązaniu konstruktorzy Rotodyny spodziewają się osiągnąć prędkość max. 320 km/godz.

Jednak należy zdać sobie sprawę z tego, że zasadniczo zbędny podczas lotu poziomego wirnik (gdyż funkcję jego mogłoby całkowicie przejąć skrzydło) stawia znaczny opór czołowy, będący częścią oporów szkodliwych, oraz nadal pobiera energię potrzebną na obracanie go jako wiatrak (moc profilowa). Należy zatem przypuszczać, że pod względem mocy pobieranej w locie poziomym, Rotodyna jest podobna do bardzo dobrze aerodynamicznie opracowanego śmigłowca, nie posiadającego ograniczenia prędkości określonego występowaniem oderwania.

Wniosek powyższy potwierdzałoby „położenie“ punktu Rotodyny naniesione na wykresy rys. 17.

Zupełnie podobną pod względem koncepcji do Rotodyny maszyną jest skonstruowany w Ameryce Mc Donnell XV-1. Układ Rotodyny nie wydaje się autorowi radykalnym rozwiązaniem zagadnienia. Niemniej firma Fairey pokłada duże nadzieje w tej maszynie.

Na rysunku 4 podane jest porównanie czasu podróży przy użyciu Rotodyny oraz samolotu z silnikami turbo-śmigłowymi. Wyrazem dążenia do pozbycia się w locie poziomym oporu, jaki stanowi obracający się wirnik nośny i przekształcenia śmigłowca w samolot, są nie zrealizowane jeszcze, trud-



Rys. 5. Przykłady pomysłów mających na celu zlikwidowanie oporów szkodliwych wirnika oraz mocy profilowej potrzebnej do jego obracania przez zatrzymanie wirnika w locie poziomym

ne do urzeczywistnienia pomysły, które przykładowo pokazane są na rys. 5. Istota trudności polega na zatrzymywaniu, uruchomieniu, a przede wszystkim wytrzymałości łopatek przystosowanych jedynie do pracy w polu sił odśrodkowych.

### Podział maszyn pionowego startu i lądowania

Już obecnie powstał szereg konstrukcji opartych na tym samym źródle ciągu do wytwarzania udźwigu (siła nośna podczas startu i w locie pionowym) oraz ciągu w locie poziomym, gdy siłę nośną wytwarzają skrzydła o małej powierzchni, stawiające stosunkowo mały opór profilowy. Koncepcja ta różni się od poprzednio omówionych układów i wydaje się rokować przyszłość.

Zmianę kierunku ciągu o 90° realizować możemy w trojaki sposób:

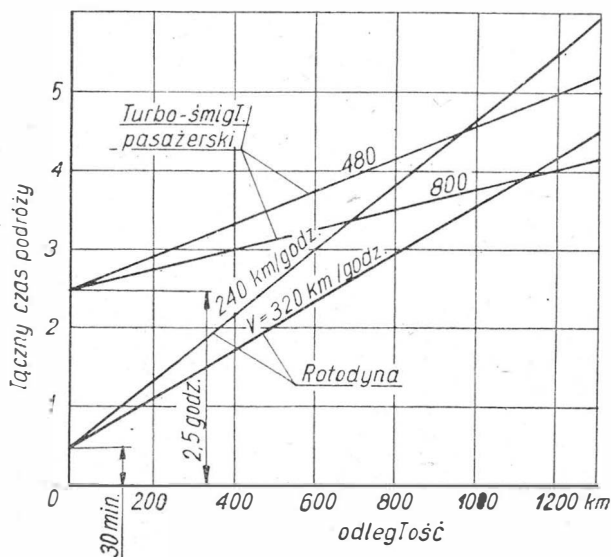
A — przez przestawienie zespołów wytwarzających ciąg o 90° względem zachowującej stałe położenie maszyny.

B — zmianę kierunku samego wektora ciągu względem maszyny przez odchylenie strumienia przepływającego przez zespół napędowy o 90°.

C — zmianę położenia całej maszyny od pionowego przy starcie i lądowaniu, do poziomego w locie.

Przyjmując do rozważań podstawowe cztery sposoby wytwarzania ciągu oznaczymy: przez I — wirnik nośny śmigłowcowy, II — śmigło, oraz śmigło ze strumieniem ujętym, III — silnik turbo-odrzutowy, IV — silnik raketowy.

Opierając się na powyższym wprowadzono dwanaście podstawowych typów maszyn pionowego startu i lądowania, opartych na zasadzie tego samego źródła ciągu oraz udźwigu. Rys. 6 jest poglądową tablicą tego podziału. Nie chcąc truduć się z obmyśleniem nowych nazw po prostu wprowadzono symbolikę (IA; IB; IC; IIA; ...), ułatwiającą porozumienie się w dalszej części niniejszego artykułu. Powyższą tabelę należy



	Samolot	Rotodyna
Przygotowanie pasażerów	20 min.	20 min.
z miasta na lotnisko	1godz. 40min	—
rezerva czasu	30 min.	10 min.
czas tracony	2godz. 30min	30 min.

TL-45/57-R4

Rys. 4. Porównanie czasów potrzebnych na przygotowanie lotu oraz łącznego czasu podróży dla Rotodyny i samolotu

		Zespół wytwarzający ciąg			
		I Wirnik	II Śmigło	III Silnik turbo-odrz.	IV Silnik rakietowy
Sposób zmiany wektora ciągu o 90°	A				
	B				
	C				

TL-45/57-R6

Rys. 6. Schemat klasyfikacji maszyn pionowego startu i lądowania

traktować jako nieco wyidealizowany schemat klasyfikacji typów podstawowych. Autor zdaje sobie sprawę, że mogą zaistnieć typy pośrednie albo bardziej lub mniej zbliżone do wymienionych. Również istnieją konstrukcje eksperymentalne, na przykład „latająca platforma“ firmy Hiller, które ze względu na małą zdolność przelotową zostały celowo pominięte.

**Zagadnienie wytwarzania ciągu oraz zużycie paliwa**

Ciąg-udźwig, konieczny do dokonania pionowego startu albo lotu pionowego, może być uzyskany jedynie jako reakcja powietrza, któremu zespół napędowy (za pośrednictwem wirnika, śmigła albo innego urządzenia względnie bezpośrednio na drodze termodynamicznej, jak ma to miejsce w silniku turbo-odrzutowym) udziela impulsu ku dołowi.

Moc potrzebna do wywołania siły  $T$  podczas lotu wiszącego wyrażona w KM wynosi:

$$N = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2S\rho}} \cdot \frac{1}{75 \cdot \eta} \dots \dots \dots (1)$$

gdzie  $N$  — moc w (KM),  $T$  — ciąg w (kG),  $S$  — powierzchnia strumienia przepływającego przez wirnik ( $m^2$ ),  $\rho$  — gęstość powietrza ( $\frac{kG \cdot sek^2}{m^3}$ ),  $\eta$  — współczynnik (który dla wirnika śmigłowego nosi nazwę współczynnika jakości).

Ilość koni mechanicznych potrzebna do wytworzenia jednego kilograma ciągu wynosi:

$$\frac{N}{T} = \sqrt{\frac{T}{S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2\rho}} \cdot \frac{1}{75 \eta} \dots \dots (2)$$

Z zależności powyższej widać, jak wpływa obciążenie powierzchni strumienia na zapotrzebowanie mocy w locie pionowym. Jest ono mianowicie odwrotnie proporcjonalne do pierwiastka obciążenia. Im średnica strumienia przepływającego przez zespół napędowy (wirnik, śmigło itp.) jest większa, tym moc niezbędna do wytworzenia jednego kilograma ciągu jest mniejsza. Najmniejszą moc podczas lotu pionowego pobiera wirnik śmigłowca, większą pobiera śmigło, a jeszcze więcej wentylatory obudowane.

Jeśli chodzi o silniki turbo-odrzutowe, to należy operować w tym przypadku nie mocą, lecz przyrostem energii kinetycznej strumienia powietrza przez nie przepływającego (możemy go wyrazić również w KM). Wówczas jako powierzchnię, do której odnosimy obciążenie ( $T/S$ ) wygodnie jest przyjąć powierzchnię dyszy wylotowej. Miarodajnym dla konstruktora kryterium jest stosunek zużycia paliwa do wytwarzanego ciągu. Opierając się na zależności (2), możemy napisać:

$$\frac{\text{Godzinowe zużycie paliwa}}{\text{ciąg}} = \sqrt{\frac{T}{S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2\rho}} \cdot \frac{B}{75 \eta} \dots \dots (3)$$

gdzie  $T/S$  — obciążenie powierzchni strumienia,  $B$  — zużycie paliwa (kG/KM); dla silników turbinowych oraz turbo-odrzutowych przyjęto około 0,28 kG/KM mocy na wale silnika turbo-śmigłowego albo przyrostu energii kinetycznej powietrza przepływającego przez silnik turbo-odrzutowy,  $\eta$  — współczynnik jakości; wynosi 0,6 ÷ 0,8 dla wirników.

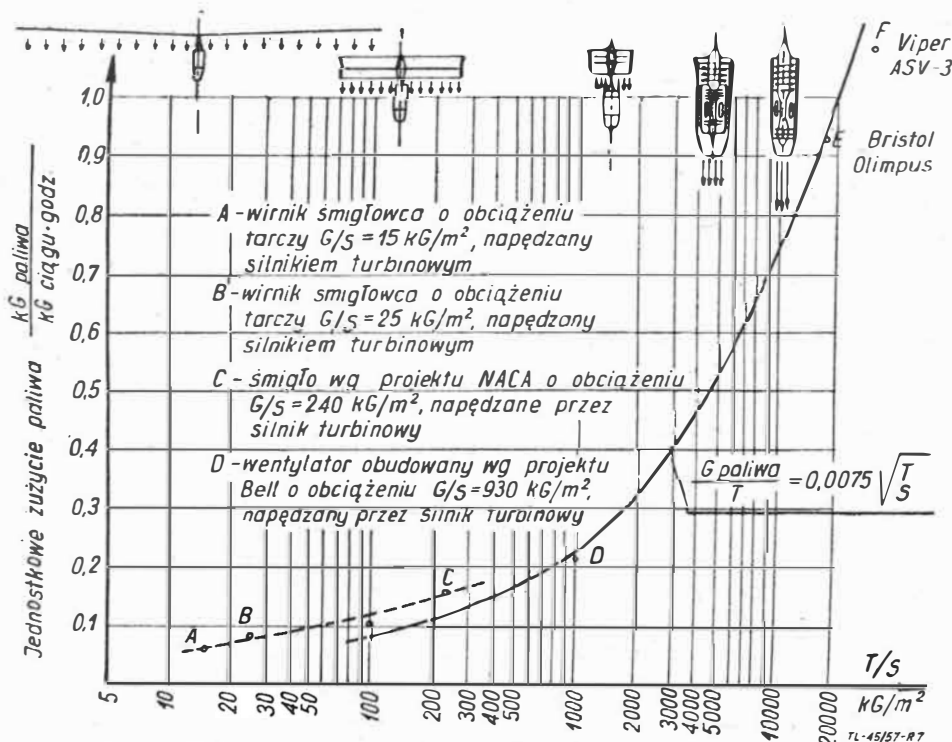
W odniesieniu do wszelkiego rodzaju wirników z ujętym (obudowanym) strumieniem, napędzanych silnikami turbinowymi oraz do silników turbo-odrzutowych w locie wiszącym na wysokości  $H=0$ , orientacyjnie dobre wyniki daje zależność

$$\frac{G \text{ paliwa}}{T} = 0,0075 \cdot \sqrt{\frac{T}{S}}$$

wą ciągłą na rys. 7. Rysunek ten przedstawia zużycie paliwa potrzebnego do wytworzenia ciągu podczas lotu wiszącego na wysokości zero jako funkcję obciążenia strumienia, oraz dla różnych zespołów indukujących ten strumień. Odcinek kreskowany odnosi się do wirników i śmigieł o strumieniu swobodnym. Na wykres są naniesione punktami konkretne typy zespołów. Wykres ten jest dobitną ilustracją jedności problemu wytwarzania ciągu przez jakiegokolwiek urządzenia, począwszy od wirników typu śmigłowcowego, a skończywszy na silnikach turbo-odrzutowych z dopalaczami.

**Zagadnienie ciężaru**

Dla maszyny pionowego startu i lądowania lot pionowy ma się odbywać jedynie w czasie startu i lądowania. Poprzedza on oraz zakańcza lot poziomy albo ukośny, który jest stosowany podczas przelotu. Maszyna w czasie przelotu winna swoimi własnościami aerodynamicznymi możliwie zbliżyć się do klasycznego



Rys. 7. Zależność zużycia paliwa od obciążenia powierzchni: tarczy wirnika — dla wirników; powierzchni dyszy wylotowej — dla silników turbo-odrzutowych

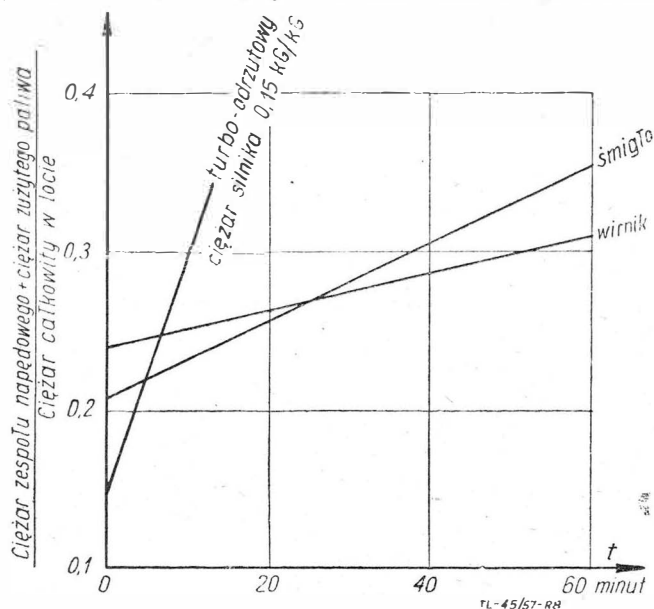
TL-45/57-R7

samolotu, którego zespoły napędowe pokonują opory aerodynamiczne. Toteż kryterium przydatności zespołu wytwarzającego ciąg do zastosowania go na maszynie startu pionowego jest suma ciężarów (zespołów biorących udział w napędzie + ciężar paliwa, zużytego podczas lotu pionowego w czasie „t” minut). Im suma tych ciężarów jest mniejsza, tym dany układ bardziej nadaje się do zastosowania w maszynie startu pionowego, dla przyjętego danego czasu „t” lotu wiszącego.

Tabela 1

	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Jednostkowy ciężar silnika	Obciążenie mocy podczas lotu wiszącego	Jednostkowe zużycie paliwa	Ciężar paliwa zużytego w ciągu godziny	Ciężar silnika	Ciężar przekładni	Ciężar wirnika (śmigła)	Ciężar zespołu napędowego	Ciężar zesp. + paliwo na 1 godz. lotu pionowego
		KG/KM		KG/KG	%	%	%	%	%
				3/2	1/2 · 100			5 + 6 + 7	8 + 4
Wirnik (śmigłowiec)	0,24 KG KM	4	0,28 KG KM	0,070	6,0	9,0	9,0	24,0	31,0
Śmigło IIA	0,24 KG KM	1,92	0,28 KG KM	0,146	12,5	2,0	6,3	20,8	35,4
Silnik turbo-odrzut.	0,30 KG KG	—	0,90 KG KG	0,900	30,0	—	—	30,0	120,0
IIIA	0,15 KG KG	—	0,90 KG KG	0,900	15,0	—	—	15,0	105,0

W tabeli 1 zostało przeprowadzone obliczenie orientacyjne ciężaru dla trzech typów układu. Wyniki w postaci wykresów zostały pokazane na rys. 8. W tym porównaniu wzięto pod uwagę: śmigłowiec o ciężarze w locie około 15 ton, obciążeniu powierzchni wirnika 20 kg/m<sup>2</sup>, napędzany dwiema turbinami, maszynę startu pionowego typu IIA, podobną do projektu Hillera, maszynę startującą pionowo przy pomocy



Rys. 8. Zależność sumy ciężarów zespołów napędowych oraz paliwa spalonego podczas lotu wiszącego od czasu tego lotu

silników turbo-odrzutowych na przykład typu IIIA, przy czym zostały rozważone dwie wersje, jedna na silnikach współczesnych o ciągu rzędu 5000 kG i ciężarze 0,3 kG ciężaru, druga — na hipotetycznych silnikach przyszłościowym ciężaru i bardzo niskim ciężarze rzędu 0,15 kG/kg.

Jak poprzednio zostało podkreślone, wybór odpowiedniego układu napędowego zależy — między innymi — od przyjęcia czasu lotu pionowego. Dokonane powyżej porównanie wskazuje, że wirnik nośny typu śmigłowego nadaje się szczególnie dla maszyn przeznaczonych do wykonywania długo-

trwałych lotów wiszących, albo z małą prędkością poziomą, przy czasie lotu wiszącego (t), większego niż 0,5 godz. wirnik nośny zapewnia największy ciężar użyteczny. Natomiast przy całkowitym czasie lotu pionowego  $t < 20$  minut, lepszy jest zespół wytwarzający siłę nośną za pośrednictwem śmigła.

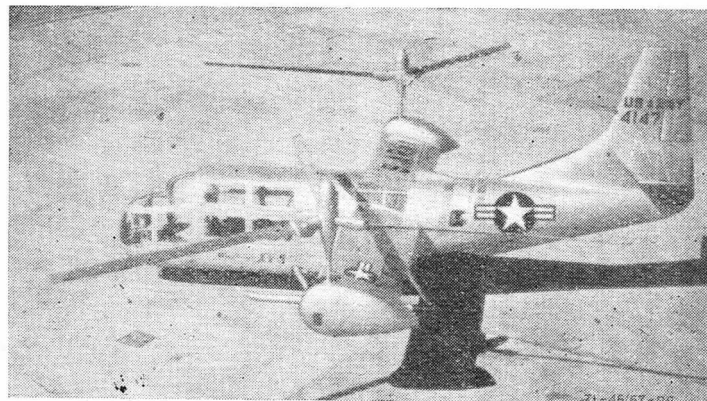
Dla maszyn pasażersko-transportowych, przeznaczonych do przelotów, dla których wydaje się zupełnie realne ograniczenie czasu trwania lotu pionowego do rzędu  $(10 \div 20)$  minut, napęd śmigłowy prawdopodobnie okaże się ekonomiczniejszy niż wirnikowy.

Z punktu widzenia omawianego kryterium ciężaru użytecznego, wytwarzania udźwigu przy pomocy silników turbo-odrzutowych nadaje się do maszyn wykonujących bardzo krótkotrwałe starty i lądowania o sumarycznym czasie nie dłuższym niż 3 ÷ 5 minut. Trzeba jednak w tym miejscu zaznaczyć, że ten rodzaj napędu będzie zastosowany do bardzo szybkich samolotów wojskowych

(stosunek  $\frac{\text{ciąg silnika}}{\text{ciężar całkowity}} > 1$ ), do których nie stosuje się powyższe kryterium.

### Wirnikowe maszyny pionowego startu i lądowania typu IA

Przykładem rozwiązania typu (IA) według przyjętego schematu jest Bell-200 (XV-3) pokazany na rysunku 9. Maszyna ta posiada dwa wirniki nośne typu śmigłowego o małym obciążeniu powierzchni, przestawiane o 90° wokół poprzecznej osi maszyny. W locie pionowym, starcie oraz podczas



Rys. 9. Bell XV-3 Convertiplane, przykład maszyny typu IA

lądowania siłę nośną wytwarzają właśnie te wirniki, ustawione poziomo (wały pionowe). Podczas lotu poziomego zostają one przestawione o 90° (wały poziome) i wówczas wytwarzają ciąg potrzebny do pokonywania oporów aerodynamicznych maszyny, siłę nośną zaś wytwarzają skrzydła.

Konstruktorzy tej maszyny wyraźnie nie chcieli zrezygnować z walorów śmigłowca i takie rozwiązanie miało na celu połączenie dobrych własności samolotu w locie poziomym z własnościami śmigłowca w locie pionowym oraz powolnym. Do tego celu właśnie wybitnie nadawały się wirniki śmigłowe.

Jak można się domyślać, istnieją pewne trudności przy przedstawianiu wirników w locie. Czas dla wykonania przestawienia wynosić ma 10 ÷ 5 sek.

Do chwili obecnej maszyna wykonuje jedynie loty „śmigłowe”, a ką, jaki zrealizowano podczas zmiany, wynosi podobno zaledwie 15°.

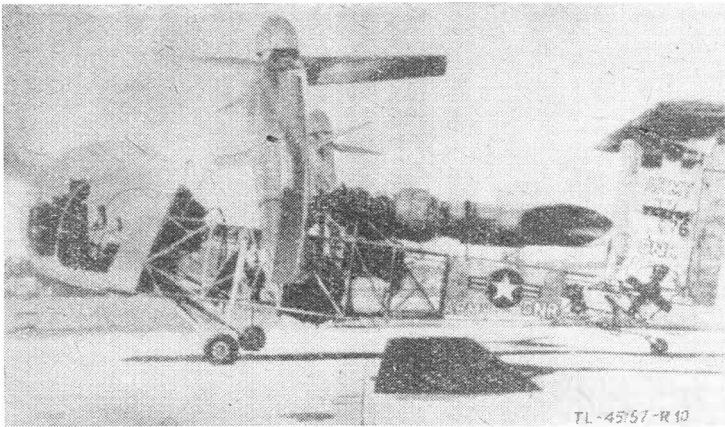
Należy podkreślić, że maszyna ta z wałami w położeniu poziomym, ze względu na dużą średnicę wirników, nie może dokonywać „samolotowych” startów ani lądowania. Cecha powyższa stanowi poważną wadę tego rozwiązania. Przewidywana prędkość lotu poziomego Bell-200 wynieść powinna około 260 km/godz.

### Wirnikowa maszyna pionowego startu i lądowania, typu IC

Maszyna taka została opublikowana jako jeden z nie zrealizowanych projektów. Oczywiście — jako pasażerska — rokuje małe widoki powodzenia.

### Śmigłowe maszyny pionowego startu i lądowania, typu IIA i IIB

Maszyny typu IIA, dzięki temu, że w locie poziomym z punktu widzenia aerodynamiki są klasycznym samolotem, oraz dzięki temu, że przy czasie lotu pionowego rzędu



Rys. 10. „Vertol-76”, przykład maszyny typu IIA

10 ÷ 20 minut mogą — w myśl poprzednich rozważań — posiadać większy ciężar użyteczny niż maszyny wirnikowe, rokując duże nadzieje na stosowanie ich do przewozu powietrznego zarówno cywilnego, jak również wojskowego. Poza tym posiadają wygodny układ poziomy kadłuba, oraz istnieje możliwość znacznego zwiększenia ich ładunku (przeciążenia). Maszyny przeciążone posiadają zdolność wykonywania startów oraz lądowań „samolotowych”. Gdy istnieje możliwość startu z normalnego lotniska, maszyna może zabrać większy ładunek, a po spaleniu paliwa może dokonać pionowego lądowania na trudno dostępnym lądowisku docelowym. Dzięki wymienionym zaletom istnieje bardzo duże zainteresowanie takim rozwiązaniem.

Firma Hiller opracowuje maszynę transportową typu IIA, w której całe skrzydło razem z czterema silnikami turbinyowymi i śmigłami przestawia się o 90° wokół osi poprzecznej. Podobną maszynę eksperymentalną skonstruowała firma „Vertol” (dawny „Piasecki” — Vertol-76, rys. 10), która w chwili obecnej prawdopodobnie wchodzi w stadium prób. W tym układzie śmigła podczas startu i lądowania, dzięki pionowemu ustawieniu wałów, wzbudzają strumienie skierowane ku dołowi.

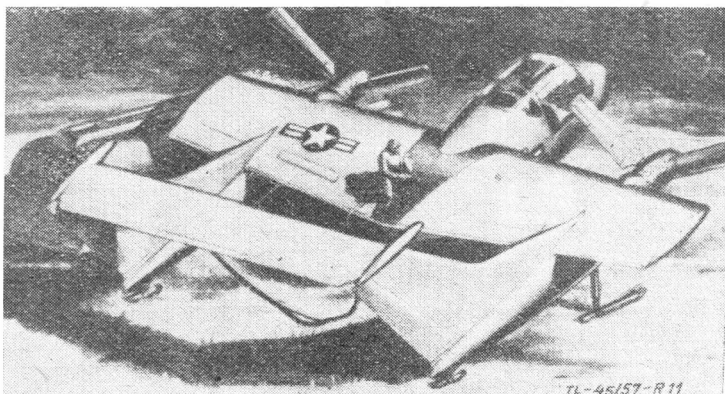
Istnieje odmienne rozwiązanie wytwarzania siły nośnej podczas lotu pionowego, przy zachowaniu poziomego położenia wałów śmigieł. Polega ono na odchyleniu podczas startu i lądowania strumieni śmigieł o 90° od kierunku poziomego do pionowego ku dołowi, przy pomocy urządzeń aerodynamicznych.

Ten typ maszyny pionowego startu został przez autora oznaczony symbolem IIB. Przykładem tego typu maszyny jest francuski projekt Bréguet-940, lub projekt firmy „Kaman” (rys. 11). Mechaniczny schemat powstawania siły nośnej w locie wiszącym za pośrednictwem śmigła z wałem pionowym oraz śmigła z wałem poziomym i z odgięciem strumienia przy pomocy klap pokazuje rys. 12a i b.

Dla lepszego porównania tych rozwiązań przyjęto, że w obu przypadkach śmigło posiada jednakową średnicę  $D$  oraz daje jednakowy ciąg  $T$ .

Przy śmigle z wałem pionowym jego ciąg  $T$  skierowany jest bezpośrednio w górę, powstaje jako reakcja strumienia śmigłowego. Prędkość tego strumienia zmienia się od  $v = 0$  nad śmigłem do  $v = 2v_i$  pod śmigłem. Nie uwzględniając rozkładu prędkości możemy napisać:

$$T = 2 \frac{\pi D^2}{4} \rho v_i^2 \dots \dots \dots (4)$$



Rys. 11. „Kaman”, przykład maszyny typu IIB

Przy śmigle z wałem poziomym, strumień śmigłowy zostaje odchylony pod dużym kątem ku dołowi przez kłapy. Prędkość strumienia zmienia się w tym przypadku od  $v = c$  przed śmigłem do ukośnie skierowanej prędkości  $(2v_i - v_s)$  gdzie  $v_s$  — jest stratą prędkości wywołaną oporami aerodynamicznymi w strumieniu.

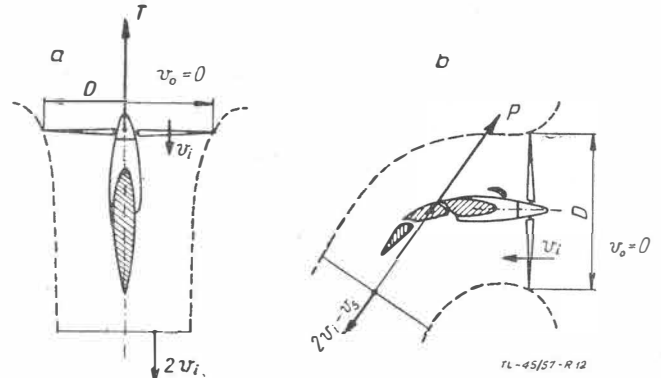
Wypadkowy wektor siły aerodynamicznej  $P$  jest sumą wektorową, ciągu śmigła  $T$ ; oporów aerodynamicznych, zwłaszcza skrzydła i kłap w strumieniu śmigłowym, oraz siły nośnej  $P_i$

$$\vec{P} = \vec{T} + \vec{P}_x + \vec{P}_z \dots \dots \dots (5)$$

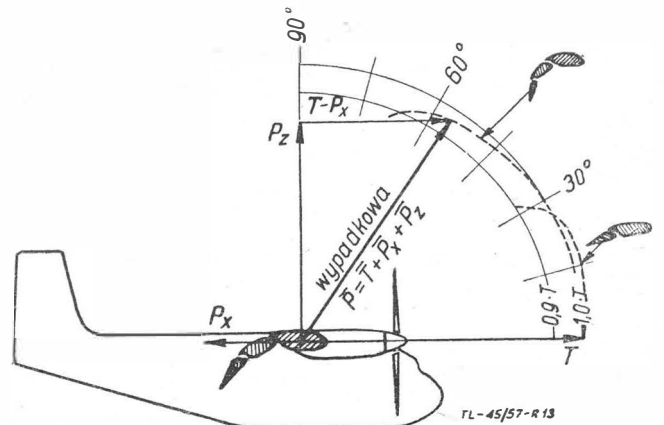
Siłę  $P$ , jako reakcję strumienia, można napisać:

$$P = 2 \frac{\pi D^2}{4} \rho v_i^2 \left(1 - \frac{1}{2} \frac{v_s}{v_i}\right) \dots \dots \dots (6)$$

Wzór powyższy przy porównaniu z (4) wyraża — między innymi — fakt, że skutkiem strat aerodynamicznych w odchylonym strumieniu uzyskiwana siła  $P$  jest mniejsza od ciągu śmigła  $T$ . Na rys. 13 pokazany jest układ sił aerodynamicznych, działających na maszynę typu IIB ze strony układu napędowego i nośnego, oraz wykresy biegunowe siły  $P$ , jako funkcji wychylenia kłap.



Rys. 12. Dwa sposoby wytwarzania siły nośnej podczas lotu pionowego: a — maszyna typu IIA, b — maszyna typu IIB

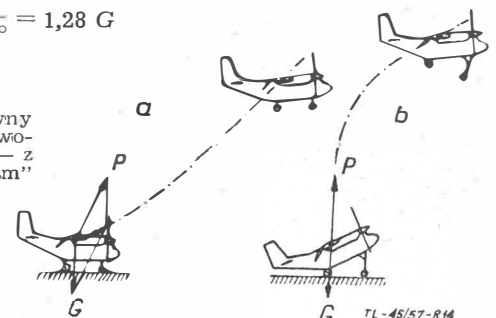


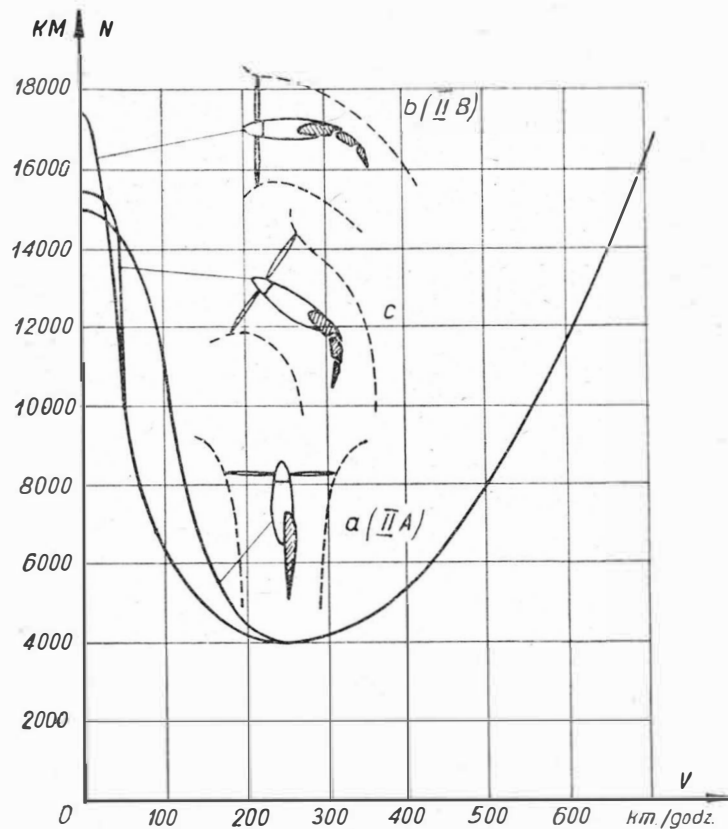
Rys. 13. Wykres biegunowy  $P = f$  (wychylenia kłap)

Z wykresu tego widać, że przy zastosowaniu podwójnej kłapy można uzyskać siłę  $P$  równą około  $0,95 \cdot T$ , odchyloną od pionowej osi maszyny o kąt około  $35^\circ$  do przodu. Zatem start ukośny bez rozbiegu (rys. 14a) jest możliwy przy takim ciągu śmigła, aby składowa pionowa siły  $P$  była większa albo równa ciężarowi maszyny:

$$T \geq \frac{G}{0,95 \cdot \cos 35^\circ} = 1,28 G$$

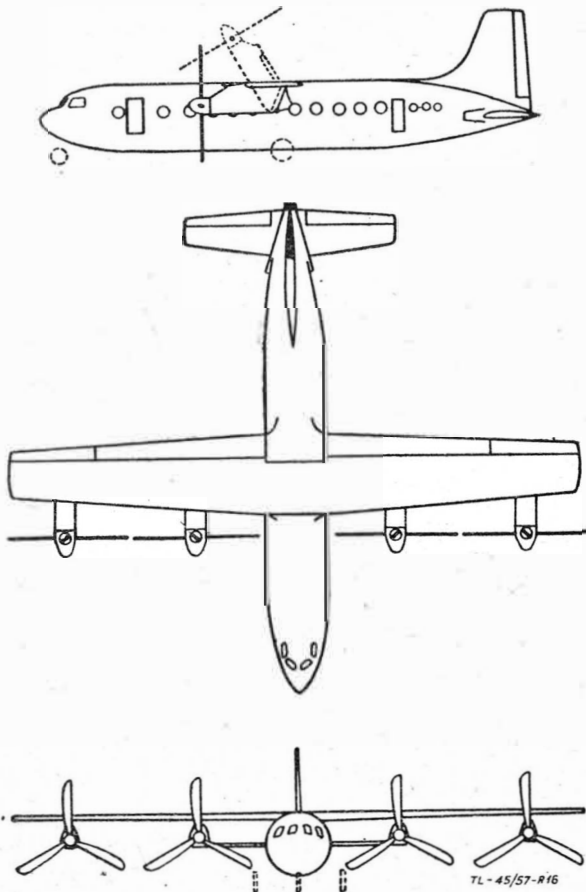
Rys. 14. Start maszyny typu IIB; a — z podwoziem normalnym, b — z podwoziem „stromym”





TL-45/57-R 15

Rys. 15. Zapotrzebowanie mocy w locie poziomym przez maszynę o ciężarze  $G = 27\ 000\ \text{kG}$ ; a — śmigło przestawione o  $90^\circ$ , b — odchylony strumień śmigłowy, c — śmigło przestawione + odchylony strumień śmigłowy



TL-45/57-R 16

Rys. 16. Projekt NACA. Ciężar maszyny w locie (nie przeciążonej)  $27\ 000\ \text{kG}$ , ciężar maszyny pustej  $18\ 500\ \text{kG}$ , powierzchnia nośna —  $93\ \text{m}^2$ , rozpiętość —  $29\ \text{m}$ , średnica śmigła —  $6,1\ \text{m}$ , 4 silniki turbo-odrzutowe po  $3500\ \text{KM}$ , dwa silniki turbo-odrzutowe w ogonie po  $800\ \text{kG}$

Start zupełnie pionowy można wykonać przy podwoziu umożliwiającym ustawienie maszyny pod kątem  $\sim 35^\circ$  (rys. 14b). Ciąg śmigła potrzebny w tym przypadku wynosi:  $T \geq 1,05 \cdot G$ .

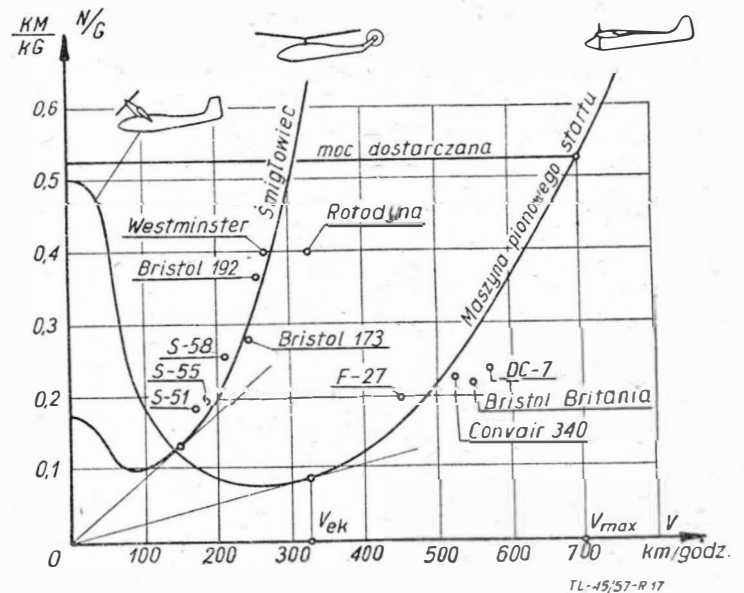
Laboratorium aerodynamiczne NACA prowadziło badania modelowe nad maszynami pionowego startu ze śmigłami przestawialnymi o  $90^\circ$  oraz ze strumieniem odchylnym przez urządzenia aerodynamiczne. Rys. 15 pokazuje wykresy zapotrzebowania mocy dla zaprojektowanej przez NACA maszyny o ciężarze w locie  $27\ 000\ \text{kG}$ , pokazanej na rys. 16. Na rysunku naniesione są trzy krzywe mocy w funkcji prędkości lotu, odnoszące się do trzech wariantów:

wariant a: śmigła razem ze skrzydłem przestawiane o  $90^\circ$  (czysty typ IIA),

wariant b: śmigło z wałami poziomymi, strumień śmigłowy odchylany (czysty typ IIB),

wariant c: mieszany, śmigła częściowo przestawiane + odchylanie strumieni śmigłowych.

Jak widać z wykresów oraz z rozważań nad ciągiem śmigła potrzebnym do startu, jasne jest, że moc pobierana w locie wiszącym przez czysty układ typu IIB jest większa niż moc pobierana przez IIA. Przy małych prędkościach lotu poziomego — w okresie przejściowym między stanem lotu, w którym siła nośna jest wytwarzana jedynie przez śmigła, a lotem, w którym siłę nośną wytwarza skrzydło — moc pobierana przez IIA jest większa niż przez IIB. Jako rozwiązanie idealne został zaproponowany układ mieszany (krzywa c).



TL-45/57-R 17

Rys. 17. Porównanie zapotrzebowania mocy śmigłowca oraz śmigłowej maszyny pionowego startu

W celu porównania własności aerodynamicznych omawianych maszyn startu pionowego ze śmigłowcami, na rys. 17 są zestawione razem krzywe stosunku mocy do ciężaru maszyny w locie w funkcji prędkości, dla maszyny startu pionowego według projektu NACA oraz dla przeciętnego śmigłowca.

Widoczne jest duże zapotrzebowanie mocy podczas startu, a zatem małe obciążenie mocy, które dla maszyny NACA wynosi  $G/N < 2\ \text{kG/KM}$ . Dzięki takiemu obciążeniu mocy oraz dzięki bardzo dobrym własnościom aerodynamicznym możliwa jest nieosiągalna dla śmigłowców prędkość max. rzędu  $600 \div 700\ \text{km/godz}$ . Prędkość ekonomiczna maszyny NACA wynosi  $320\ \text{km/godz}$ , podczas gdy śmigłowców  $140 \div 160\ \text{km/godz}$ . Zużycie paliwa na jedną tonę ciężaru maszyny w locie oraz jeden kilometr przeleciały z prędkością ekonomiczną jest dla porównywanej maszyny około trzykrotnie mniejsze niż dla śmigłowców.

Dla lepszej orientacji zostało wniesione na ten wykres parę punktów w układzie  $\left[ \frac{N}{G}; V \right]$ , odnoszących się do sześciu śmigłowców, dla Rotodyny oraz czterech samolotów pasażerskich, które, należy podkreślić, znajdują się w okolicach krzywej śmigłowej maszyny startu pionowego. To potwierdza, że pod względem aerodynamiki w locie poziomym nie ustępuje ona współczesnym samolotom.

Należy podkreślić istnienie poważnej różnicy między ciężarami poszczególnych zespołów samolotu oraz śmigłowej maszyny pionowego startu, mianowicie:

a) silniki — stosunek mocy do ciężaru dla śmigłowej maszyny startu pionowego wynosi około 0,5 KM/kG, podczas gdy dla samolotu komunikacyjnego wynosi on około  $0,2 \div 0,25$  KM/kG. Zatem również ciężar silników maszyny pionowego startu typów IIA i IIB jest około dwukrotnie większy niż silników samolotu;

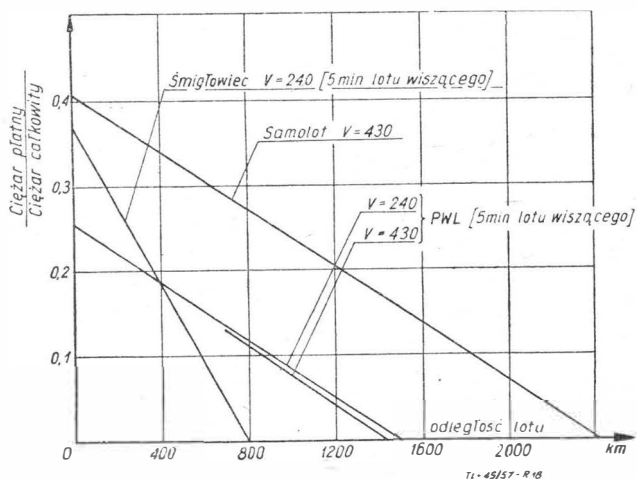
b) śmigła — dla śmigłowej maszyny pionowego startu posiadają większe średnice niż śmigła samolotu i co za tym idzie — są cięższe;

c) reduktory — ze względu na większą średnicę śmigieł dla maszyny startu pionowego wymagane jest większe przełożenie niż przy napędach do samolotów. Zachodzi zatem potrzeba stosowania dodatkowych reduktorów, podczas gdy do napędu śmigieł samolotowych wystarczają zazwyczaj reduktory silnikowe;

d) mechanizmy — mechanizmy przestawiania skrzydeł wraz z zespołami napędowymi, bardzo silnie rozbudowana mechanizacja skrzydła oraz wały łączące zespoły między sobą są bardzo ciężkie i oczywiście występują w maszynach typu IIA i IIB.

W wyniku powyższych różnic stosunek udźwigu (ciężar paliwa + załoga + ciężar płatny) do ciężaru całkowitego maszyny w locie, dla samolotu może być bardziej korzystny aniżeli dla śmigłowych maszyn startu pionowego. Dla współczesnych samolotów pasażerskich o napędzie turbinowym wynosi on  $40 \div 45\%$ . Zaś dla maszyny projektu NACA (rys. 16) wynosi 31%.

Pewnego porównania między samolotem, maszyną śmigłową startu pionowego oraz śmigłowcem dostarczają wykresy rys. 18. Wykresy wyrażają zależność ciężaru płatnego od odległości lotu, przy założeniu czasu trwania lotu wiszącego 5 minut.



Rys. 18. Zależność ciężaru płatnego od odległości lotu dla samolotu, śmigłowej maszyny startu pionowego oraz dla śmigłowca przy 5-minutowym locie pionowym

Równoległość linii maszyny startu pionowego oraz linii samolotu wyraża fakt, podkreślonego poprzednio, aerodynamicznego „podobieństwa“.

W celu dokonania przybliżonej oceny wartości ekonomicznej danego środka przewozu, z punktu widzenia zużycia paliwa przyjęto następującą wielkość porównawczą:

$$\frac{G \text{ płatny} \cdot V \text{ przelotowa}}{G \text{ max} \cdot N \text{ przelotowa}} \dots \dots \dots (7)$$

to znaczy stosunek ciężaru płatnego i prędkości do ciężaru całkowitego maszyny w locie i mocy przelotowej. Wielkość ta jest odwrotnie proporcjonalna do ilości zużytego paliwa na tonę płatnego ładunku przewiezioną na odległość jednostki odległości.

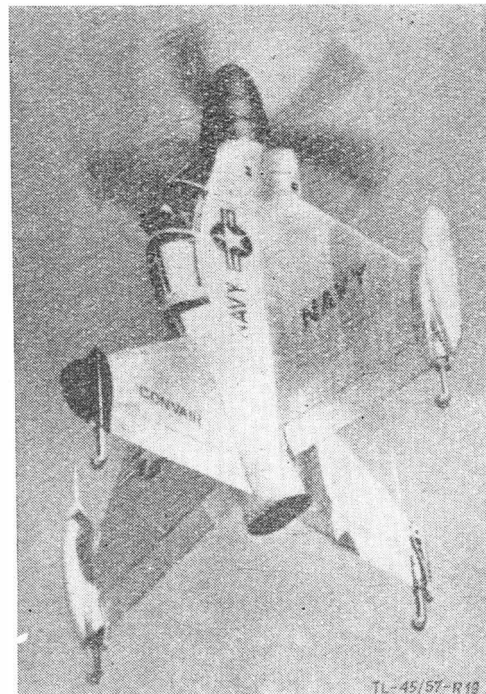
Dokonałe porównanie — w myśl kryterium (7) — wskazuje, że śmigłowa maszyna pionowego startu jest mniej ekonomiczna od samolotu, jednak znacznie przewyższa pod tym względem śmigłowca.

Jeżeli wartość ekonomiczną, określoną w sposób przybliżony przez stosunek (7) dla samolotu, przyjąć jako 100%, to dla maszyny śmigłowej startu pionowego, takiej, jak na rys. 16, oraz dla śmigłowca, dostaliśmy:

przy odległości 400 km dla PWL 84%, dla śmigłowca 15,3%,  
 przy odległości 1000 km dla PWL 74%, dla śmigłowca —,  
 przy odległości 1600 km dla PWL 50%, dla śmigłowca —.

**Śmigłowe maszyny pionowego startu i lądowania, typu IIC**

Mówiąc o maszynach śmigłowych nieco miejsca należy poświęcić omówieniu typu IIC. Maszyny te zmieniają swoje położenie jako całość, od pionowego przy starcie, do poziomego w czasie lotu i z powrotem do pionowego przy lądowaniu. Na ziemi spoczywają opierając się na ogonie. Jako przykłady posłużyć może Convair XFY-1 „Pogo“ (rys. 19) oraz Lockheed XFY-1, oba zbudowane w USA.

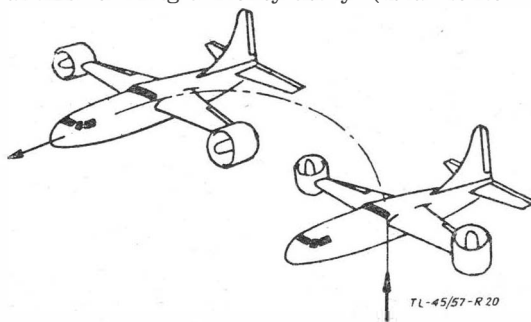


Rys. 19. Convair „Pogo“, przykład maszyny typu IIC

Bardzo niewygodny sposób wsiadania do takiej maszyny oraz zmienianie się położenia kabiny o 90° w czasie lotu kwalifikuje ten układ do zastosowań wybitnie wojskowych. Ich konstruktorzy przewidzieli je jako samoloty myśliwskie. Jednak typ ten — jak się wydaje — nie znalazł uznania użytkowników, ponieważ napęd śmigłowy pozwala na osiągnięcie prędkości max. zaledwie rzędu 800 km/godz, a zatem nie dorównują one współczesnym samolotom myśliwskim o napędzie odrzutowym. Stały się one raczej pewnym szczeblem rozwoju w kierunku maszyn odrzutowych typu IIIC.

**Śmigłowe maszyny pionowego startu i lądowania, z ujętym strumieniem śmigłowym**

Najbardziej chyba wszechstronnie traktuje problem startu i lądowania pionowego firma „Bell“. Eksperymentuje ona aż w czterech z podstawowych typów IA, IIA, IIIA i IIIB. Maszyna śmigłowa IIA, projektu „Bella“ (rys. 20), posiada dwa obudowane śmigła-wentylatory (strumienie śmigłowe



Rys. 20. Projekt Bella maszyny ze śmigłami o strumieniach ujętych, typ IIA

ujęte), napędzane turbinami, przestawiane o kąt 100°. Rozwiązanie to posiada zasadniczo poprzednio omówione zalety maszyn śmigłowych. Jednak maszyna ma dużo większe obciążenie powierzchni strumieni śmigłowych (patrz rys. 7, punkt D), mianowicie około 1000 kg/m<sup>2</sup> wobec na przykład 200 kg/m<sup>2</sup> maszyny śmigłowej NACA. Pod tym względem napęd taki stanowi coś pośredniego między śmigłowym a odrzutowym.

Wielopłatowe śmigła o ilości łopat 15 do 20 są obudowane kanałem o stosunku ich długości do średnicy rzędu  $3,5 \div 1,0$ . Dzięki temu rozwiązaniu uzyskuje się zwiększenie ciągu statycznego o około 25% względem zwykłego śmigła, przy zachowaniu tej samej mocy oraz średnicy, względnie istnieje możliwość zmniejszenia średnicy, przy zachowaniu mocy oraz ciągu. Uzyskuje się również tłumienie hałasu o około 50%.

Podczas przechodzenia z lotu poziomego do pionowego przed rozpoczęciem lądowania, przestawiające się obudowy śmigieł zaczynają stawiać duży opór i dzięki temu spełniają rolę hamulców aerodynamicznych, co jest potrzebne w tym stanie lotu, ponieważ nie rozproszona energia kinetyczna maszyny zamienia się na zbędny przyrost wysokości.

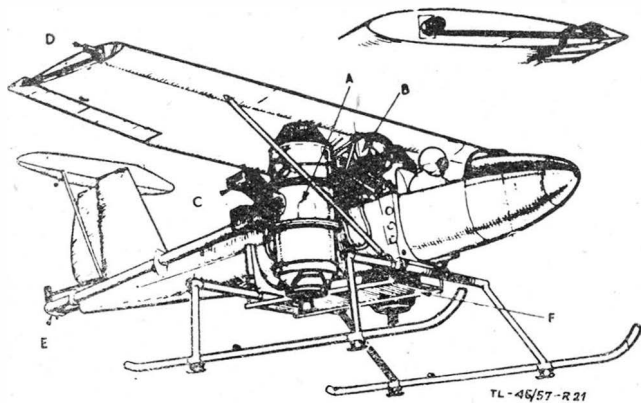
Dane liczbowe maszyny według projektu „Bella“ są następujące: średnica śmigieł — 3,3 m, rozpiętość — 25 m, długość — 16,8 m, ciężar całkowity — 17 000 kG, ciężar użyteczny — 1820 kG (maszyna nie przeciążona zdolna do pionowego startu), moc silników — 12 000 KM, ciąg statyczny — 19 000 kG, prędkość — 700 km/godz, zasięg — 930 km.

Mówiąc o maszynach śmigłowych ze strumieniem ujętym, należy wspomnieć o koleopterach śmigłowych, które należą do typu IIC. Posiadają one skrzydło o kształcie zamkniętego pierścienia, które spełnia jednocześnie zadanie wytwarzania siły nośnej podczas lotu poziomego oraz rolę obudowy śmigła.

Poczynione poprzednio krytyczne uwagi autora, dotyczące zastosowań maszyn typu IIC, odnoszą się również do koleopterów śmigłowych. Wydaje się, że rozwiązanie to należy jedynie traktować jako pewne stadium przejściowe ku konstrukcjom koleopterów odrzutowych.

**Odrzutowe maszyny pionowego startu i lądowania, typu IIIA**

Przykładem takiego rozwiązania może być maszyna „Bell“ (rys. 21). Dwa silniki odrzutowe, umieszczone pod skrzydłami, mogą obracać się o 90° wokół osi poprzecznej, posiadają one przy starcie i lądowaniu pionowy kierunek ustawienia, ich ciąg równoważy ciężar maszyny. W locie poziomym zaś ustawione są poziomo i ciąg pokonuje siły oporów aerodynamicznych, podczas gdy siłę nośną wytwarza skrzydło.



Rys. 21. Bell VTOL m. Przykład doświadczalnej maszyny typu IIIA

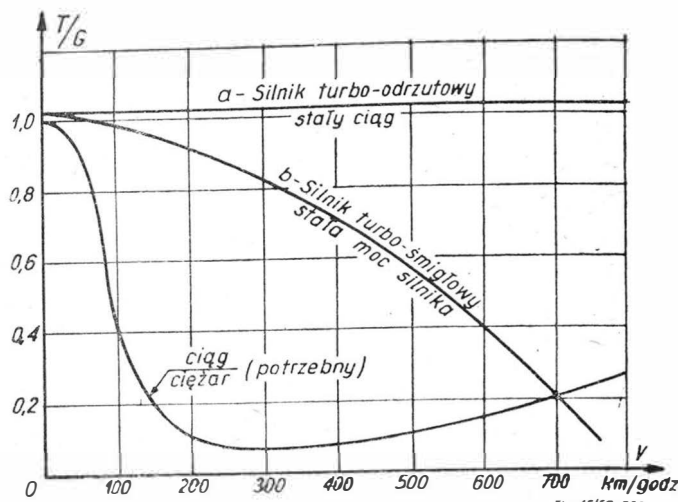
Doświadczalny charakter tej maszyny „Bella“ rzuca się wyraźnie w oczy.

Ekonomiczna prędkość lotu zarówno z punktu widzenia aerodynamiki  $\left(\frac{V}{N}\right)_{max}$  dla zespołów śmigłowych, a  $\left(\frac{V}{T}\right)_{max}$

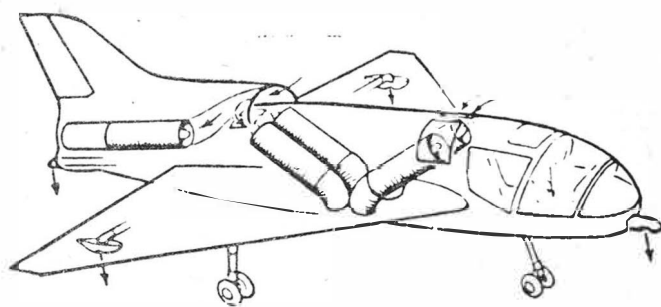
dla odrzutowych, jak też kształtowanie się bezpośrednich kosztów przewozu, wydaje się dla współczesnych samolotów zamykać w granicach setek kilometrów na godzinę. Dlatego przy użyciu silników turbo-odrzutowych, jako środka startu pionowego, w celu utrzymania się w granicach ekonomicznej prędkości lotu, należy następnie podczas przelotu bardzo znacznie zmniejszyć ich ciąg.

Przeciętna maszyna odrzutowa pasażerska, na przykład „Caravelle“, posiada prędkość przelotową 800 km/godz przy stosunku ciągu do ciężaru około  $0,2 \frac{kG \text{ ciągu}}{kG \text{ ciężaru}}$ . Zatem ma-

szyna odrzutowa pionowego startu wymagałaby zmniejszenia ciągu silników odrzutowych do  $0,2$  ciągu potrzebnego do wykonania pionowego startu.



Rys. 22. Porównanie między napędem turbo-odrzutowym i turbo-śmigłowym dla maszyn pionowego startu i lądowania



Rys. 23. Short SC-1. 5 — silnikowa maszyna odrzutowa, 4 — silniki do lotu pionowego, 1 — do lotu poziomego

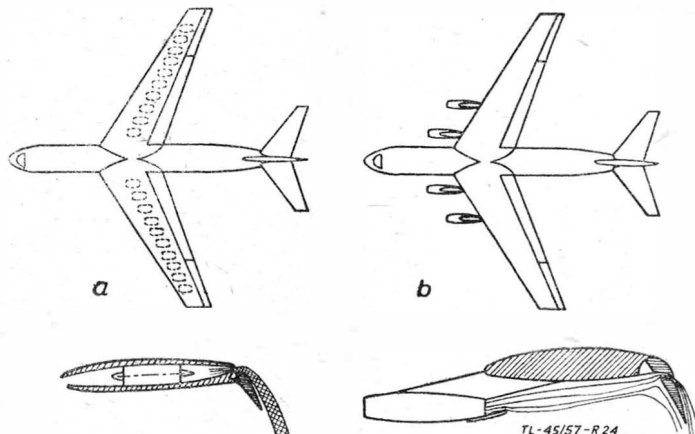
Wyraźniej ilustrują to krzywe na rys. 22, gdzie linia „a“ odnosi się do napędu turbo-odrzutowego (stały ciąg), a linia „b“ do śmigłowego (stała moc turbiny).

Taka duża redukcja ciągu silników turbo-odrzutowych oczywiście odbija się bardzo niekorzystnie na zużyciu paliwa, a co za tym idzie — zmniejszy „ekonomiczność“ lotu. Dlatego, zdaniem autora, typ IIIA w czystej postaci nie nadaje się do zastosowania w ekonomicznym transporcie powietrznym.

Ciekawą próbą rozwiązania zagadnienia redukcji ciągu przez wyłączenie części silników turbo-odrzutowych, jest angielska konstrukcja „Short“ SC-1 (rys. 23). Do wlotu używa on cztery silniki ustawione pionowo, podczas gdy do lotu poziomego tylko jeden (umieszczony poziomo).

**Odrzutowe maszyny pionowego startu i lądowania, typu IIIB**

Z punktu widzenia aerodynamiki, osiągow oraz zagadnień ekonomicznych nie przedstawiają one różnicy w stosunku do poprzednio omówionego typu IIIA. Maszyny te różnią się tym od poprzednio omówionych, że silniki turbo-odrzutowe są nieruchome, a jedynie ich strumienie są albo poziome w locie, albo odchylone o 90° ku dołowi podczas startu i lądowania.



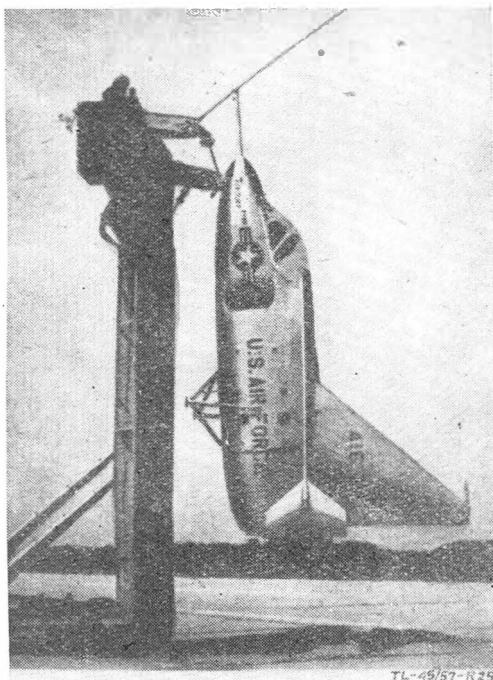
Rys. 24. Sposoby odchylenia strumienia odrzutowego w maszynach skróconego startu i lądowania



dowania, na przykład przez klapy. Na rys. 24 pokazane są dwa sposoby odchylenia strumieni odrzutowych w maszynach skróconego startu i lądowania.

#### Odrzutowe maszyny pionowego startu i lądowania, typu IIC

W miarę nieustannego wzrostu ciągu silników turbo-odrzutowych, wynikłego z potrzeby zwiększenia prędkości lotu samolotów wojskowych, a zwłaszcza samolotów myśliwskich, wzrasta również stosunek ciągu silnika do ciężaru maszyny. Dla współczesnych samolotów myśliwskich stosunek ten osiąga wartość 0,6. Przy użyciu dopalacza, który podnosi ciąg o 40%, stosunek ten wzrasta do 0,84. Zapewne niedługo w powszechnym użytkowaniu w lotnictwie znajdą się samoloty z silnikami turbo-odrzutowymi, których ciąg potrzebny



Rys. 25. Ryan X-13 podczas startu, przykład maszyny typu IIC

do pokonywania oporu lotu z prędkościami naddźwiękowymi będzie musiał być równy lub większy od ciężaru maszyny, co pozwoli na uzyskanie prędkości rzędu  $Ma = 2$ . W takim przypadku start pionowy realizowany bezpośrednio przy pomocy ciągu silnika jest oczywiście logiczny. Przykładem omawianej maszyny myśliwskiej pionowego startu o bardzo dużej (nieznanej) prędkości naddźwiękowej, jest oblatywany obecnie „Ryan X-13” (rys. 25).

Pomimo że pod względem wielu cech przypomina on omówione poprzednio maszyny śmigłowe typu IIC, to jednak pod względem własności bojowych (na przykład prędkości) znacznie je przewyższa.

Do tej również grupy zaliczyć należy studiowane obecnie we Francji koleoptery odrzutowe.

Pokazany ostatnio w locie na Salonie Lotniczym w Paryżu „Atar volant” jest właśnie maszyną doświadczalną, związaną z rozwojem koleopterów.

#### Rakietowe maszyny pionowego startu IV

W czasie ubiegłej wojny światowej wyłoniła się konieczność stworzenia samolotu przeznaczanego do obrony określonych obiektów przemysłowych, albo wojskowych, przed wyprawami bombowymi nieprzyjaciela lub do zaskakiwania takich wypraw w najbardziej nieoczekiwanych dla nich miejscach (tak zwane myśliwce przechwytyjące). Maszyny te powinny posiadać:

a. Możliwość ukrywania się w stanie gotowości bojowej w bezpośredniej bliskości bronionego obiektu, albo w dowolnym miejscu w terenie, bez potrzeby budowy lotnisk.

b. Posiadać bardzo dużą prędkość wznoszenia, możliwie na wszystkich wysokościach (wysoki pułap) w celu prędkiego osiągnięcia wysokości samolotów przeciwnika.

c. Ze względu na ściśle określony obszar działania myśliwca przechwytyjącego może on posiadać stosunkowo ograniczony czas lotu.

Warunki te spełnia rakietowa maszyna pionowo startująca typu IVC. Przykładem takiego rozwiązania jest niemiecki

myśliwiec Bachem „Natter” (Ba 349), startujący po prawie pionowym torze.

Ciężar startowy maszyny wynosił 2230 kG. Napęd stanowił silnik rakietowy na paliwo płynne o ciągu maksymalnym 1750 kG oraz cztery rakiety prochowe o czasie pracy 10 sek (przy starcie) i ciągu 480 kG każda. Dzięki takiemu stosunkowi ciągu do ciężaru maszyny (1,65) „Natter” osiągał wysokość 10 000 m w czasie 80 sek.

Dalszy wzrost prędkości, który powoduje konieczność istnienia ciągu znacznie przewyższającego ciężar maszyny prowadzi do stopniowego zanikania skrzydła jako środka wytwarzającego siłę nośną (nawet w locie poziomym). Do takich właśnie maszyn latających typu IVC zalicza się uskrzydłone i nieuskrzydłone rakiety balistyczne, na przykład niemieckie V-2.

Istotną cechą wszystkich maszyn z napędem rakietowym jest ich bardzo wysoki pułap, który jest zaleźny — w pierwszym rzędzie — od ilości zabranego paliwa.

#### Wnioski końcowe

Na podstawie rozważań, przeprowadzonych w niniejszym artykule dojść można do następujących wniosków, dotyczących użytkowania maszyn pionowego startu i lądowania oraz śmigłowców i samolotów w lotnictwie niedalekiej przyszłości.

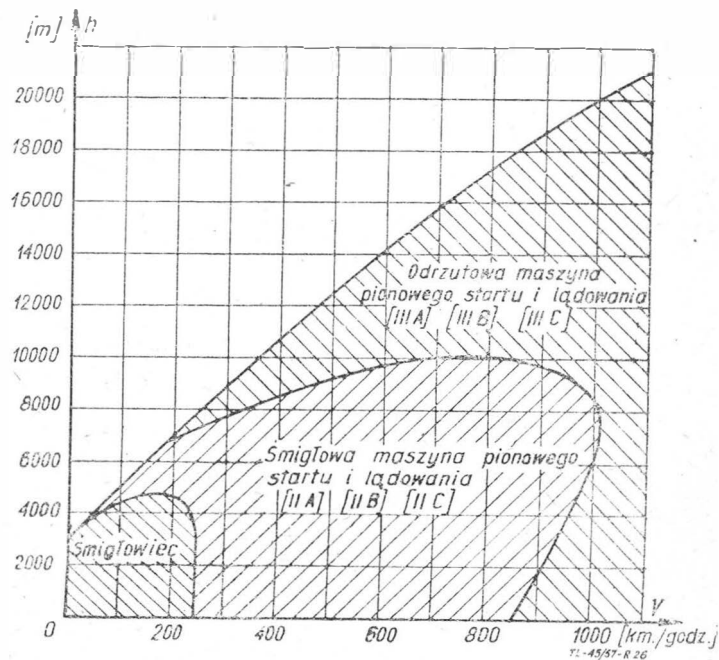
1. Śmigłowiec specjalnie dobrze nadaje się do wykonywania zadań specjalnych, dla których konieczny jest długotrwały lot wiszący albo poziomy z bardzo małymi prędkościami rzędu do 150 km/godz, na przykład ratownictwo wszelkiego rodzaju, fotografowanie, filmowanie, pomiary naukowe, prace pomocnicze budowlane, loty niskie nad bardzo trudnymi terenami, na przykład między górami.

We wszystkich tych zadaniach wysoka wartość usług śmigłowca usprawiedliwia jego małą ekonomiczność.

2. Do celów transportu powietrznego pasażerskiego i towarowego cywilnego, jak również wojskowego, na odległość do około 800 km, w przypadku braku lotnisk, ekonomiczniejsze od śmigłowca okazują się śmigłowe maszyny typów IIA i IIB. Dlatego należy przypuszczać, że duże śmigłowce pasażerskie i transportowe w przyszłości zostaną zastąpione przez tego typu maszyny.

3. Wybór środka transportu powietrznego — śmigłowa maszyna startu pionowego czy samolot na trasach do 1500 km — będzie się odbywać na podstawie kalkulacji, czy bardziej opłaca się strata na ciężarze płatnym (rys. 18) a zysk na eliminacji lotniska, czy też odwrotnie, tam gdzie ono istnieje. Oczywiście — z uwzględnieniem całkowitego czasu przewozu.

4. Istnieje możliwość poprawienia ekonomiczności przelotu, mianowicie maszyną śmigłową IIA albo IIB przystosowuje się do warunków lokalnych lotniska i startuje ona jako przeciążona z krótkim rozbiegiem z częściowo wychylonymi kłapami, albo na częściowo przestawionych zespołach napędowych. Natomiast zużywszy paliwo, jako lżejsza, ląduje pionowo i nie wymaga lotniska.



Rys. 26. Obszary osiągnięć maszyn pionowego startu

5. Do celów transportu powietrznego dalekiego zasięgu powyżej 1500 km jedynym ekonomicznym środkiem komunikacji lotniczej jest samolot o napędzie turbo-śmigłowym albo turbo-odrzutowym. Przy takich odległościach przelot odbywa się przeważnie między większymi ośrodkami miejskimi, a zatem nie powinien istnieć problem lotnisk, jak również czas dojazdów wpływa mniej na czas całkowitej podróży.

6. Maszyny odrzutowe pionowego startu i lądowania wszystkich trzech typów (IIIA, IIIB i IIIC) posiadają bardzo dużą prędkość lotu, około  $Ma = 2$  i dlatego nadają się przede wszystkim do zadań wojskowych.

7. To samo co w punkcie poprzednim da się powiedzieć o maszynach rakietowych. Należy jednak dodać, że ponadto spełniają one i będą spełniać nadal również zadania naukowo-badawcze, na przykład badania stratosfery, wyprowadzanie sztucznych satelitów na ich orbity itp.

Dla ilustracji możliwości użytkowania poszczególnych typów pokazane są na rys. 26 orientacyjne obszary osiągnięć maszyn pionowego startu, wirnikowych, śmigłowych i odrzutowych.

Artykuł wpłynął dnia 26 sierpnia 1957 r.

#### Literatura

1. R. A. Darby STOL Airplanes — a New Approach to Air transport, Aeron. Eng. Rev. III, 1956
2. M. O. Mack Kinney, R. E. Kuhn, S. B. Hammack — „Problems in the Design of Propeller-Driven Vertical Take-off Transport Airplanes“, Aeron. Eng. Rev. IV, 1956
3. W. Z. Stepiński „A Comparison between Pay-load Capability of VTOL“, Aeron. Eng. Rev. VIII, 1956
4. J. Stuart „Propeller-lifted tilted-Wing VTOL Aircraft“, Aeron. Eng. Rev. VIII, 1956
5. J. A. O. Malley „An application of the ducted Propeller to a VTOL Transport Airplane“, Aeron. Eng. Rev. VIII, 1956
6. E. R. Hinz „Jet VTOL“, Aeron. Eng. Rev. VII, 1956
7. W. Tydon „Some Considerations of the STOL Airplane“, Aeron. Eng. Rev. VII, 1956
8. A. N. Petroff „Remarks on the Efficiency of STOL Aircraft“, Aeron. Eng. Rev. VII, 1956
9. Dipl. Ing. K. W. Mack „Kurzstart — ein neuer Abschnitt der Luftfahrtentwicklung“, Luftfahrttechnik, I, 1957
10. „VTOL Powerplants“, Flight, 1, Feb. 1957
11. K. S. Coward, E. R. Hinz „VTOL Aircraft“, American Helicopter, III, 1956
12. Bells Jet Vertical Riser“, Flight, 11 Feb. 1955
13. „Canadian Aeronautical Journal“ nr 7, 1956

Mgr inż. TADEUSZ VORBRODT

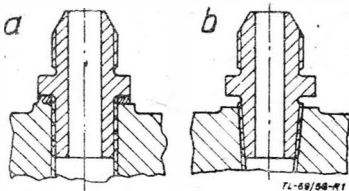
## ○ uszczelnieniach złącz gwintowych w lotniczych instalacjach energetycznych i paliwowych

W artykule omówiono technologię wykonywania płaszczyn kołnierzowych łączników agregatów i gniazd łączników, które bezpośrednio zaciskają uszczelkę. Prostopadłość tych płaszczyn do gwintu łącznego decyduje o pewności uszczelnienia, co ma znaczenie przede wszystkim przy większych ciśnieniach oraz w przypadkach, gdy zacisk wstępny uszczelki maleje pod działaniem ciśnienia. W sposób uproszczony przedstawiono stosunek naprężeń w gwintowym złączu szczelnym przed i w czasie działania ciśnienia, uzasadniając tym przykładem wady uszczelnień za pomocą podkładek ze wstępnym zaciskiem. Podkreślono wysoki koszt prawidłowego wykonania dwu płaszczyn (prostopadłych do gwintu) gniazda i łącznika, przytaczając przykłady koniecznych narzędzi i sprawdzianów. Wady te uzasadniają konieczność nowych rozwiązań uszczelnień, które spełniałyby warunek samouszczelniania. Podano kilka takich przykładów z uszczelnkami samouszczelniającymi.

### Warunki pracy uszczelnienia gwintu za pomocą podkładki doszczelniającej

Wzrost ciśnień roboczych w instalacjach hydraulicznych nowoczesnych samolotów (np. Boeing-280  $kG/cm^2$ ) oraz wysokie ciśnienia w instalacjach paliwowych silników odrzutowych wymagają zachowania bezwzględnej szczelności w instalacji. Specjalnie szczelność łączników przewodów instalacji z agregatami hydraulicznymi sprawia konstruktorom i technologom wiele kłopotów i jest przyczyną różnych rozwiązań konstrukcyjnych ujęcia uszczelnienia.

Najbardziej rozpowszechnionym uszczelnieniem łącznika przewodu rurowego (rys. 1a) jest uszczelka płaska, najczęściej metalowa, dociskana kołnierzem łącznika do korpusu agregatu. Silny zacisk wstępny na złączu gwintowym powoduje docisk uszczelki na jej płaszczynach czołowych. Wielkość docisku musi przekraczać maksymalne ciśnienie próbne w instalacji, aby zagwarantować szczelność.



Rys. 1. Przykłady uszczelnienia łączników instalacji energetycznych: a — za pomocą podkładki, b — za pomocą gwintu stożkowego

Mniej rozpowszechnionym rozwiązaniem jest stosowanie łączników z gwintem stożkowym Briggsa lub gwintem stożkowym rurowym (rys. 1b). Wprowadzenie uszczelnienia gwintu łącznika przez zastosowanie gwintu Briggsa daje możliwość uszczelnienia instalacji o wysokich ciśnieniach ( $100 \div 200 kG/cm^2$ ), to jednak posiada poważne wady, a mianowicie:

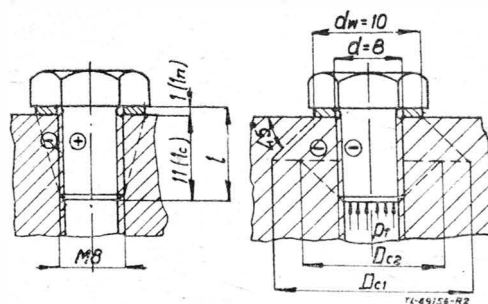
1) dla połączeń wykonanych ze stopów lekkich można stosować tylko pod warunkiem połączeń nierozłącznych, gdyż plastyczne odkształcenie nitów gwintu uniemożliwia powtórne ich stosowanie;

2) wykonanie gwintów jest kosztowniejsze od wykonania gwintów zwykłych, wymaga bowiem użycia specjalnych i drogich narzędzi i sprawdzianów (gwintowników stożkowych, rozwiertaków stożkowych, do gwintów zewnętrznych frezów lub walców oraz kompletu sprawdzianów i przeciw-sprawdzianów, specjalnie kłopotliwych w wykonaniu).

Wobec tych wad połączenia uszczelnione za pomocą gwintów stożkowych w zastosowaniu do wysokich ciśnień prawdopodobnie nie będą używane.

Aby uszczelnienie za pomocą kołnierza i uszczelki było szczelne przy wysokich ciśnieniach, musi ono gwarantować dostatecznie duży zacisk uszczelki. Zacisk ten musi być tym większy, im większe ciśnienie ma panować w instalacji i zwykle powinien wynosić około  $2^{1/2} \div 3$ -krotną wielkość ciśnienia roboczego.

Rozpatrzymy uszczelnienie gwintowego korka amortyzatora hydraulicznego, przedstawionego na rys. 2. Maksymalne ciśnienie w amortyzatorze osiąga wielkość  $2500 kG/cm^2$ . Korek jest wykonany ze stali 45 ( $R_r = 60 kG/mm^2$ ), korpus zaś amortyzatora — ze stali stopowej 40HNMA ( $R_r = 150 kG/mm^2$ ). Korek zakrecono z naprężeniem wstępnym, a następnie poddano działaniu ciśnienia roboczego  $2500 kG/cm^2$ . Sprawdzimy, jak zmieniła się wielkość ciśnienia uszczelniającego. Uwzględniając odkształcalność złącza wyznaczamy wydłużenie korka i skrócenie układu ściskanego (podkładki i korpusu), a następnie wykonamy wykres rozkładu obciążeń w złączu i ustalimy zależności między obciążeniami



Rys. 2. Korek amortyzatora hydraulicznego

żeniem wstępnym i roboczym oraz wpływ tej zależności na wielkość ciśnienia uszczelnienia.

1. Wydłużenie wstępne korka wynosi:

$$\Delta r_o = Q_o \frac{l}{E_r \cdot F_r} = Q_o \frac{1,2}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,319}$$

a kąt pochylenia prostej wyrażającej zależność wydłużeń od sił  $\Delta r = f_r(Q)$  znajdziemy z równania:

$$\operatorname{tg} \delta_r = \frac{\Delta r_o}{Q_o} = \frac{1,2}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,319} = 1,80 \cdot 10^{-6}$$

gdzie  $Q_o$  — zacisk wstępny w kG,  $l$  — długość pracująca korka wynosi 1,2 cm (por. rys. 2),  $E_r$  — moduł Younga w kG/cm<sup>2</sup> (symbol  $r$  oznacza rozciąganie),  $F_r$  — przekrój rdzenia korka w cm<sup>2</sup> (dla gwintu M8,  $d_r = 6,376$  mm,  $F_r = 0,319$  cm<sup>2</sup>),  $\delta_r$  — kąt pochylenia prostej wyrażającej zależność wydłużenia od sił  $\Delta r = f_r(Q)$ .

2. Skrócenie wstępne układu ściskanego składa się: a) ze skrócenia uszczelki ze stali St 2, przekrój uszczelki  $F_u$  wyznaczony z rys. 2 wynosi:

$$F_u = \frac{\pi (d_w^2 - d^2)}{4} = \frac{\pi}{4} (1,0^2 - 0,8^2) = 0,3 \text{ cm}^2$$

b) ze skrócenia korpusu, które obliczamy zakładając, że strefę ścisną korpusu stanowią dwa stożki ścięte, drażone, odwrócone do siebie większymi podstawami o kącie rozwarcia 90° i średnicach podstaw  $D_{c1}$  i  $D_{c2}$  równych odpowiednio:

$$D_{c1} = d_w + 2 \frac{l_c}{2} = 10,0 + 2 \cdot \frac{11}{2} = 21,0 \text{ mm}$$

$$D_{c2} = d + 2 \frac{l_c}{2} = 8,0 + 2 \cdot \frac{11}{2} = 19,0 \text{ mm}$$

Stożki te zastąpimy z dużym przybliżeniem walcem drażonym o średnicy zewnętrznej  $d_c$  równej:

$$d_c = \frac{1}{2} \left( \frac{D_{c1} + D_{c2}}{2} + \frac{d_w + d}{2} \right) = \frac{1}{2} \left( \frac{21 + 19}{2} + \frac{10 + 8}{2} \right) = 14,5 \text{ mm}$$

i średnicy drażenia  $d = 8$  mm. Przy tym założeniu pominiemy różnicę między średnicami zewnętrznymi stożków ściętych, które wynoszą odpowiednio dla górnego stożka  $d_w$ , a dla dolnego  $d$  oraz założymy, że walec jest równomiernie ściskany siłą  $Q_o/2$ , gdy w rzeczywistości ściskanie jest nierównomierne i rośnie od końca gwintu korka do płaszczyzny uszczelnienia.

Przekrój walca zastępczego  $F_c$  (symbol  $c$  oznacza ściskanie) będzie:

$$F_c = \frac{\pi (14,5^2 - 8^2)}{4} = 1,1 \text{ cm}^2$$

Skrócenie układu ściskanego wyniesie:

$$\Delta c = Q_o \cdot \frac{l_u}{E_u F_u} + \frac{Q_o}{2} \frac{l_c}{E_c F_c} = Q_o \left( \frac{0,1}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,3} + \frac{1,1}{2 \cdot 2,1 \cdot 10^6 \cdot 1,1} \right) = 0,396 \cdot 10^{-6} \cdot Q_o$$

a kąt pochylenia prostej wyrażającej zależność skróceń od sił ( $\Delta c = f_c(Q)$ ) wyniesie

$$\operatorname{tg} \delta_c = \frac{\Delta c}{Q_o} = \left( \frac{0,1}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,3} + \frac{1,1}{2 \cdot 2,1 \cdot 10^6 \cdot 1,1} \right) = 0,396 \cdot 10^{-6}$$

gdzie  $l_u$  i  $l_c$  oznaczają odpowiednio długości ściskanej podkładki i ściskanego walca zastępczego,  $E_u$  i  $E_c$  — moduły Younga dla materiału podkładki i korpusu (przyjęto  $E_u = E_c = 2,1 \cdot 10^6$  kG/cm<sup>2</sup>),  $F_u$  i  $F_c$  — przekroje uszczelki i walca zastępczego,  $Q_o$  — siła zacisku wstępnego w kG,  $\delta_c$  — kąt pochylenia prostej wyrażającej zależność skrócenia od sił —  $\Delta c = f_c(Q)$ .

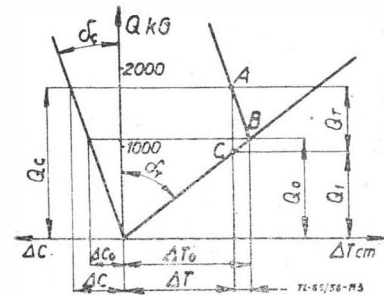
Przyjmując dowolną podziałkę wydłużeń, na przykład  $\varepsilon_l = 0,001$  cm/cm i dowolną podziałkę sił, na przykład  $\varepsilon_p = 500$  kG/cm, wykreślimy rozkład sił w złączu, schematycznie przedstawiony na rys. 3.

Oznaczając:  $p_r$  — ciśnienie robocze w amortyzatorze w kG/cm<sup>2</sup>,  $Q_r$  — siła robocza działająca na korek w kG,  $p_u$  — ciśnienie uszczelnienia w kG/cm<sup>2</sup>,  $Q'$  — minimalna siła uszczelniająca w czasie pracy w kG,  $Q_c$  — siła całkowita

nacisku na gwint w kG, obliczamy siłę roboczą:  $Q_r = p_r \cdot F_r = 2500 \cdot 0,319 = 800$  kG. Jeżeli ciśnienie uszczelnienia ma być minimum  $1,5 p_r$  (3750 kG/cm<sup>2</sup>), to minimalna siła uszczelniająca  $Q'$  będzie  $Q' = F_u \cdot p_u = 0,3 \cdot 3750 = 1125$  kG.

Siła całkowita wyniesie:  $Q_c = Q_r + Q' = 800 + 1125 = 1925$  kG.

Siła zacisku wstępnego  $Q_o$  jest równa (z trójkąta ABC na rys. 3):



Rys. 3. Wykres rozkładu obciążeń korka amortyzatora z rys. 2

$$Q_o = Q' + Q_r \frac{\operatorname{tg} \delta_c}{\operatorname{tg} \delta_r + \operatorname{tg} \delta_c} = 1125 + 800 \cdot \frac{0,396}{1,80 + 0,396} = 1600 \text{ kG}$$

Stąd naprężenie wstępne  $\sigma_o$  w korku będzie:

$$\sigma_o = \frac{Q_o}{F_r} = \frac{1600}{0,319} = 50,3 \text{ kG/mm}^2$$

a wstępne ciśnienie uszczelniające  $p_{uo}$  będzie:

$$p_{uo} = \frac{Q_o}{F_u} = \frac{1600}{0,3} = 53,3 \text{ kG/mm}^2$$

W przytoczonym przykładzie widać, że ciśnienie uszczelnienia spada od wielkości 5330 kG/cm<sup>2</sup> do wielkości 3750 kG/cm<sup>2</sup>, czyli prawie o 30% wtedy właśnie, kiedy pojawia się ciśnienie robocze. Naprężenia rozciągające w korku przekraczają granicę proporcjonalności dla stali 45 ( $Q_r = 39$  kG/mm<sup>2</sup>).

Jeżeli przyjąć, że korek i podkładkę wykonamy ze stali stopowej chromowo-niklowo-molibdenowej 33HN3MA(124.3.30) i ulepszymy je cieplnie do wielkości  $R_r = 120$  kG/mm<sup>2</sup> ( $Q_r = 100$  kG/mm<sup>2</sup>), to naprężenie w korku nie przekroczy granicy plastyczności i złącze będzie szczelne. Wpływ zmęczenia materiału można pominąć z uwagi na rzadko występujące zmiany naprężeń i ze względu na małą liczbę cykli w eksploatacji (10 000—25 000).

Gwint korka powinien być starannie wykonany, aby uniknąć wpływu spiętrzenia naprężeń w pobliżu średnicy rdzenia, gdzie naprężenia mogą osiągnąć granicę plastyczności.

Obliczenie przytoczone powyżej nie pretenduje do ścisłości, gdyż zbyt upraszcza rzeczywisty rozkład naprężeń, zostało jednak przytoczone dla liczbowej ilustracji wad uszczelnień za pomocą dociskanych podkładek.

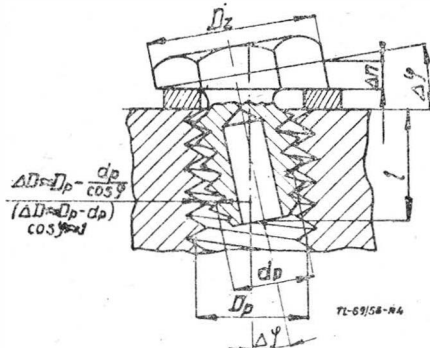
Niezależnie od wielkości naprężeń przy większych ciśnieniach roboczych w instalacji występuje czasem w łącznikach w okresie eksploatacji utrata szczelności. Powoduje ją zmniejszony przez powstanie odkształceń plastycznych docisk uszczelniający. Po dokręceniu korka i zwiększeniu zacisku wstępnego szczelność zostaje przywrócona.

Podany przykład objaśnia dostatecznie wady uszczelniania za pomocą podkładek i zacisku wstępnego.

Ciśnienia podane w przykładzie w praktyce występują rzadko, siły robocze w większości przypadków wynikają ze stosowanych ciśnień instalacji energetycznych (80 do 280 kG/cm<sup>2</sup>). W tych warunkach nie jest konieczny tak duży zacisk wstępny i w uszczelnieniu można łatwo uzyskać ciśnienie uszczelnienia nawet trzykrotnie wyższe od roboczego.

Jest to jednak możliwe tylko pod warunkiem bardzo starannego wykonania płaszczyzny uszczelnienia i jej prostopadłego położenia względem gwintu. W opisanym powyżej przykładzie założono, że docisk podkładki na całej powierzchni był równomierny. Jest to możliwe tylko w przypadku prostopadłości obu gwintów — wewnętrznego i zewnętrznego — do płaszczyzn uszczelniających korka i korpusu oraz równoległości płaszczyzn podkładki. Maksymalna nieprostopadłość, która nie wpływa na jakość uszczelnienia, a musi być określona liczbowo dla kontroli technicznej, może być

ustalona na podstawie analizy luzów złącza gwintowego, które ma być uszczelnione. Jeżeli korek, łącznik lub nakrętka mają doszczelniać złącze przez dociśnięcie podkładki, to docisk ten będzie równomierny, o ile korek ułożony jest tak na gwincie, że płaszczyzna jego kołnierza zajmie położenie równoległe do płaszczyzny podkładki. Tak więc nawet korek o płaszczyźnie nieprostokątnej może dobrze uszczelnić, o ile nieprostokątność nie będzie większa od luzów na złączu gwintowym.



Rys. 4. Przesadnie pokazana zależność między luzami gwintu a nieprostokątnością kołnierza uszczelniającego

Z rys. 4 możemy znaleźć zależność między maksymalną dopuszczalną nieprostokątnością i wielkością luzu promieniowego gwintu.

Maksymalny kąt pochylenia osi korka  $\Delta\varphi$  określimy z równania:

$$\operatorname{tg} \Delta\varphi \approx \frac{(D_p - d_p) \cdot 2}{l}$$

gdzie:  $D_p$  — średnica podziałowa nakrętki korpusu,  $d_p$  — średnica podziałowa korka,  $l$  — długość skręcenia.

Wielkość nieprostokątności  $\Delta n$  wyniesie na promieniu  $r_z$  (promień zewnętrzny kołnierza uszczelniającego):

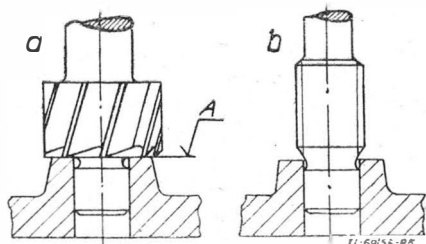
$$\Delta n = \operatorname{tg} \Delta\varphi \cdot 2r_z$$

Obliczona wielkość nie uwzględnia możliwości przeciążenia skrajnych nitów gwintu i „zbiegów“ tolerancji, przy których  $\Delta n$  maleje.

Z tych względów wielkość prostokątności zależy od praktycznych możliwości wykonawczych i dla gwintów metrycznych w granicach od M6 do M24 przyjmuje się jej maksimum na całym kołnierzu równe 0,05 mm. Wymagania prostokątności stawiane są w równym stopniu do płaszczyzn kołnierza zarówno łącznika jak i gniazda-korpusu. W obu przypadkach technologia jest jednak zasadniczo różna i należy ją omówić osobno.

**Technologia wykonania otworu gwintowego gniazda łącznika z kołnierzem prostokątnym**

Jeżeli do obróbki płaszczyzny czołowej A gwintu (rys. 5a) stosować zwykłe metody obróbki, a mianowicie pogłębiacz z prowadzeniem, to uwzględniając tolerancję otworu pod gwint (zwykle w granicach 0,1 do 0,2 mm), tylko przypadkowo możemy uzyskać prostokątność płaszczyzny do otworu pod gwint. Gdyby nawet tę prostokątność uzyskać, to nie wiadomo, czy utrzymamy ją po nagwintowaniu otworu zwykłym gwintownikiem.



Rys. 5. Pogłębiacz czołowy do planowania płaszczyzny uszczelniającej korpusu (a) i gwintownik z prowadzeniem (b)

Tak więc tą drogą można uzyskać prostokątność płaszczyzny do gwintu przy dodatkowych założeniach technologicznych:

1. Otwór pod gwint wykonać z tolerancją umożliwiającą pasowanie obrotowe z luzem w granicach 0,01 do 0,02 mm.
2. Planować płaszczyznę kołnierza za pomocą pogłębiacza

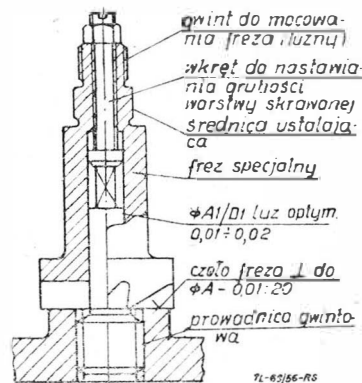
czołowego z prowadzeniem, który będzie mocowany na obrabiarce wahlwie, a prowadzony w dokładnym otworze pod gwint.

3. Otwór zostanie nagwintowany gwintownikiem z prowadzeniem, luz między otworem a prowadzeniem gwintownika w granicach 0,01 do 0,025 mm (rys. 5b). Gwintownik mocuje się w oprawce wahlwiej. Przy utrzymaniu wymienionych założeń technologicznych uzyskamy prostokątność kołnierza do gwintu wewnętrznego w granicach mniejszych od 0,05 mm.

Opisany sposób technologiczny jest zbyt kosztowny (otwór pod gwint tolerowany w drugiej klasie, gwintownik z prowadzeniem), a nadto uniemożliwia obróbkę w przypadku otworów ślepych.

Prostokątność nie przekraczającą 0,05 mm można również uzyskać w inny, tańszy sposób za pomocą tak zwanych prowadnic gwintowych i frezów do planowania. Sposób ten (rys. 6) umożliwi również obróbkę w przypadku gwintów ślepych.

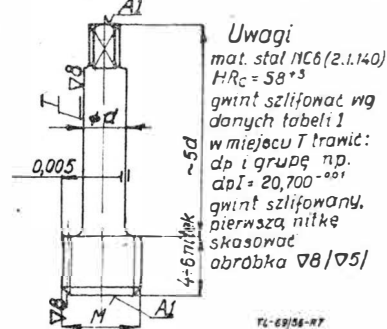
Przebieg technologiczny jest następujący: otwory pod gwint wykonuje się wstępnie z normalną tolerancją otworów



Rys. 6. Planowanie czoła gwintu za pomocą prowadnicy gwintowej i freza specjalnego w celu uzyskania prostokątności z możliwością nastawienia głębokości warstwy skrawanej

pod gwint (0,1÷0,2 mm), następnie planuje wstępnie płaszczyznę kołnierza za pomocą pogłębiacza z rys. 5a i gwintuje go maszynowo lub ręcznie zwykłym gwintownikiem. W taki sposób wykonana część nagwintowanych otworów może już odpowiadać warunkom prostokątności 0,05 mm.

Elementy, które wymagane prostokątności nie posiadają, poddaje się dodatkowej operacji „poprawienia czoła“. Sama technologia tego planowania gwarantuje już otrzymanie prostokątnej płaszczyzny. Planowanie wykonujemy w sposób



Rys. 7. Prowadnica gwintowa — szkic wykonawczy

następujący: w otwór nagwintowany wkręca się prowadnicę gwintową, czyli nagwintowany tłoczek z prowadzeniem dla freza (rys. 7). Ze względu na dość dużą tolerancję średnicy podziałowej przy normalnych gwintach prowadnica gwintowa musi być dobrana do danego otworu z maksymalnym luzem 0,05 mm. Wynika z tego, że do otworów o takim samym wymiarze nominalnym, wykonanych z różnymi odchyłkami w określonym polu tolerancji, muszą być różne prowadnice gwintowe, aby uniknąć luzów większych od 0,05 mm, czyli dla każdego otworu gwintowego musi być komplet prowadnic gwarantujący dokładny dobór ich do otworu. Praktycznie dobór ten ze względu na niskie prawdopodobieństwo zbiegu tolerancji gwarantuje mniejszy luz. Przy doborze należy jednak unikać wcisku, aby nie pozrywać nitów gwintu, lub nie rozkalibrować otworu. Liczba prowadnic na komplet zależy od wielkości tolerancji średnicy podziałowej gwintu i na przykład dla gwintu M 20 × 2 według PN/M-02005 powinien

wynosić nie mniej niż 4 sztuki na komplet. Jeżeli minimalna średnica podziałowa gwintu M 20 × 2 wynosi 20,701 mm, a maksymalna 20,895 mm, to pole tolerancji wynosi  $T_{dp} = 195 \mu$ . Przy założeniu, że komplet przewodnic składa się z czterech sztuk, na każdą przewodnicę wypadnie zakres pola tolerancji  $\sim 50 \mu$ . Opierając się na budowie samego układu tolerancji gwintów, czyli na zasadzie, że wcisk między śrubą i nakrętką jest niedopuszczalny, teoretyczne średnice przewodnic powinny być równe dolnym granicom zakresów podziału, a ponieważ w naszym przypadku podział wynosi 0,05 mm, to te średnice wynoszą  $d_{p1} = 20,700 - 0,01$ ;  $d_{p2} = 20,750 - 0,01$ ;  $d_{p3} = 20,800 - 0,01$ ;  $d_{p4} = 20,850 - 0,01$ .

Teoretyczny luz maksymalny między przewodnicą i otworem gwintowanym w tym układzie średnio wynosiłby w maksymalnym przypadku 0,05 mm. Tolerancja na średnicy zewnętrznej gwintu przewodnicy wynosi od 0,02 do 0,05 mm, zależnie od wielkości gwintu.

Wymiary przewodnic dla częściowej stosowanych gwintów podaje tabela 1.

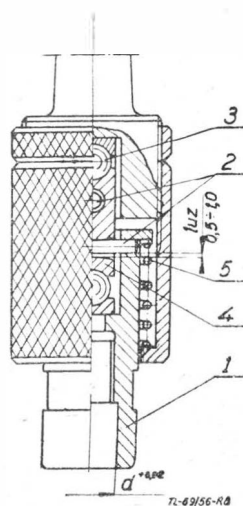
Gwint	Średnica podziałowa $d_p$	Tolerancja $d_p$ $\mu$	Wymiar średnicy podziałowej przewodnicy			
			I grupa	II grupa	III grupa	IV grupa
M12 × 1	11,350	+140	11,350	11,390	11,430	11,470
M14 × 1	13,350	+140	13,350	13,390	13,430	13,470
M16 × 1	15,350	+140	15,350	15,390	15,430	15,470
M12 × 1,5	11,026	+155	11,020	11,060	11,100	11,150
M14 × 1,5	13,026	+155	13,020	13,060	13,100	13,150
M16 × 1,5	15,026	+155	15,020	15,060	15,100	15,150
M18 × 1,5	17,026	+170	17,020	17,070	17,120	17,170
M20 × 1,5	19,026	+170	19,020	19,070	19,120	19,170
M22 × 2	20,701	+195	20,700	20,750	20,800	20,850

Część przewodnicy, na której prowadzi się frez, powinna być dobrana do freza z luzem 0,01 do 0,02 mm. Długość tej części przewodnicy wynosi około 5 d. Długość skręcenia wynosi zwykle od 4 do 6 nitok. Większa długość skręcenia jest zbędna, ponieważ łącznik wkręca się również na taką długość. Przewodnicę wykonuje się ze stali przeznaczonej na sprawdziany, gwint szlifuje się, pilot pod frez jest również szlifowany, dla dłuższej eksploatacji można go dotrzeć.

Przy wykonaniu freza (rys. 6) należy zwrócić uwagę na prostopadłość otworu do czoła freza i na gładkość otworu. W celu ustalenia wysokości warstwy skrawanej służy wkręt regulacyjny z przeciwnakrętką, który opiera się o czołową płaszczyznę przewodnicy gwintowanej. Grubość warstwy skrawanej nie powinna być większa od tolerancji wymiaru określającego położenie płaszczyzny planowanej, co jest możliwe jeszcze przy tolerancji tego wymiaru równej 0,3 mm. Umożliwia to obróbkę tylko tych elementów z obrobionej serii, które wykazały nieprostopadłość. O ile tolerancja jest mniejsza od 0,3 mm, to należy przewidzieć naddatek 0,5 mm i przeprowadzić planowanie dla całej serii. Uchwyt freza winien być wahlivy, aby zagwarantować ułożenie się freza na przewodnicy; można zastosować oprawkę szybko mocującą jak do rozwiertaków, albo uchwyt wahlivy z gwintowaną tulejką, o ile stosuje się gwintowany uchwyt u freza. Chwyt gwintowany jest prostszy w wykonaniu, chwyt stożkowy zaś nie jest tu potrzebny, ponieważ frez mocowany jest wahlivie. Oprócz tego uchwyt gwintowany ułatwia wykonanie nastawnego zderzaka, wadą jego jest konieczność stosowania specjalnej oprawki (rys. 8).

Można również wykonać operację ręcznie za pomocą zwykłej wiertarki ręcznej, o ile taka konieczność chwilowo istnieje.

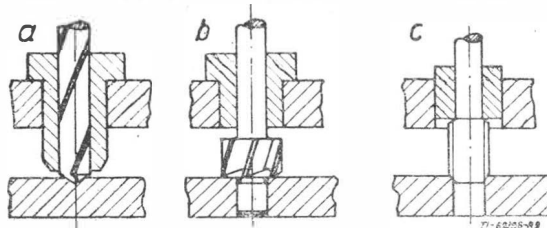
Natomiast użycie kła wiertarki w celu dociśnięcia freza i ręcznego pokręcenia nie jest prawidłowe (a może mieć miejsce w braku oprawek),



Rys. 8. Poprawka wahliva do mocowania freza do planowania płaszczyzny kołnierza

ponieważ przy nie dość ciasnym dobraniu przewodnicy do otworu frez będzie miał luz na przewodnicy i siła nacisku od kła może go zakleszczyć na przewodnicy, w efekcie tego będzie nieprostopadle obrobiona płaszczyzna kołnierza. Zastosowanie oprawki z rys. 8 wyklucza możliwość zakleszczenia. Oprawka freza (1) może wahać się w dwu wzajemnie prostopadłych płaszczyznach jednocześnie względem osi (2) chwytu, czyli oś freza może zająć dowolne położenie względem osi wrzeciona obrabiarki. Gwarantuje to ułożenie się freza na przewodnicy bez występowania momentów zakleszczających. Siły osiowe zostają przeniesione przez dwa proste łożyska oporowe w postaci kulek (3) prowadzonych w kulistych gniazdach (4). Luz osiowy kasuje sprężyna (5), luzy na osiach obrotu (0,5 do 1 mm) umożliwiając przejście nacisków osiowych przez kulki (3). Wadą opisanej metody jest możliwość doboru zbyt luźnej przewodnicy przez pospiech lub nieuwagę pracownika oraz stosunkowo wysoka pracochłonność.

Można również uzyskać prostopadłość płaszczyzny do gwintu za pomocą przystosowanego przyrządu wiertniczego. Kolejność operacji przedstawia rys. 9. Pierwszą czynnością jest wiercenie otworu pod gwint przy zastosowaniu opuszczonej tulejki gwarantującej dobre prowadzenie wiertła nad samą



Rys. 9. Szkic planu technologicznego obróbki płaszczyzny prostopadłej do gwintu: a — wiercenie otworu pod gwint; b — planowanie czoła; c — nacięcie gwintu. Wykonanie faszki pod gwint pominięto

powierzchnią wierconą (rys. 9a). Drugą czynnością to planowanie płaszczyzny kołnierza za pomocą specjalnego pogłębiacza z prowadzeniem zewnętrznym (rys. 9b). Pogłębiacz może być wykonany również w ten sposób, żeby wykonać równocześnie faszki w otworze pod gwint. Ostatnią czynnością (rys. 9c), to nacięcie gwintu ręcznie lub maszynowo w przyrządzie po założeniu na gwintownik tulejki, lub po wyjęciu elementu z przyrządu zależnie od kształtu, wielkości i żądanej dokładności obrabianego przedmiotu. Sposób ostatni jest najprostsz, wymaga bowiem jedynie specjalnego pogłębiacza, może jednak dodatkowo komplikować konstrukcję przyrządu w przypadku otworów położonych w zbyt małej od siebie odległości.

Podane sposoby stosuje się przy obróbce dużych elementów o nieobrotowych kształtach, na przykład korpusów, pokryw i tym podobnych elementów osprzętu lotniczego, które trudno wprawiać w ruch obrotowy. O ile gniazdo jest skonstruowane w elemencie lekkim, na przykład nakrętce kołpaczkowej, wtedy technologia jest inna i prostopadłość płaszczyzny czoła do gwintu uzyskuje się zwykle przez obróbkę na tokarce, podobnie jak przy obróbce łączników i korków.

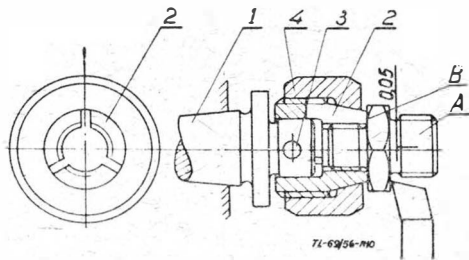
### Technologia wykonania łączników i korków o płaszczyźnie kołnierza prostopadłej do gwintu

Jeżeli uszczelnienie łącznika ma być zapewnione, to nie tylko płaszczyzna gniazda musi być prostopadła do gwintu, ale również płaszczyzna kołnierza, łącznika lub korka.

Obróbkę łączników lub korków jako elementów o typowych kształtach obrotowych wykonuje się na tokarkach, rewolwerówkach i automatach. Wykonanie gwintu na tych obrabiarkach dla skoków większych od 1 mm jest jednak kosztowne i nie wytrzymuje konkurencji takich metod jak frezowanie lub walcowanie gwintu, przy czym walcowanie konkuruje już od skoku 0,4 mm. Dotyczy to — oczywiście — gwintów zewnętrznych. Toczenie gwintów łączników i korków może być opłacalne tylko przy liczbach nie większych od 100 sztuk. Przy małych skokach mniejszych od 1 mm i średnich seriach można wykonywać gwint na automatach. Z opisanych metod jedynie wykonanie łącznika lub korka na tokarce czy rewolwerówce z równoczesnym nacięciem gwintu nożem w jednym mocowaniu gwarantuje prostopadłość płaszczyzny czoła do gwintu w wymaganych granicach do 0,05 mm na zewnętrznej średnicy czoła. Oczywiście metoda ta może być stosowana tylko w małych seriach. Przy dużych seriach stosuje się z reguły obróbkę gwintu na walcarkach lub frezarkach do gwintu. Walcowa-

nie lub frezowanie gwintu nie gwarantuje jego prostopadłości do płaszczyzny czoła obrabianej w poprzedniej operacji. Taka prostopadłość może powstać przy tych metodach obróbki tylko w drodze przypadku.

Korki i łączniki z nafrezowanymi lub nawalcowanymi gwintami podlegają dodatkowej obróbce na tokarce, w czasie której płaszczyzna o wymaganej prostopadłości zostaje spla-



Rys. 10. Oprawka do planowania płaszczyzny kołnierza łącznika (prostopadłej do gwintu)

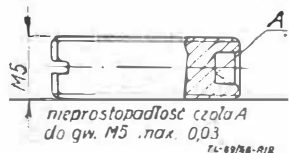
nowana przy użyciu specjalnej oprawki centrującej i mocującej obrabiany element za gwint. Szkice opravek do obróbki łączników i nakrętek przedstawiają rys. 10 i 11.

Na obu rysunkach literą A oznaczono obrabiane elementy, na rys. 10 — łącznik, na rys. 11 — kołpaczkową nakrętkę.

Oprawka do obróbki łączników (rys. 10) składa się z trzpienia stożkowego (1), tulejki rozprężnej gwintowanej z prowadzeniem (2), połączonej z trzpieniem (1) za pomocą kołka (3). Zacisk tulejki powoduje się nakrętką (4) z wewnętrznym stożkiem zaciskającym. Przy wykonaniu tulejki (2) konieczna jest współosiowość gwintu do średnicy centrującej na trzpieniu (0,01—0,02 mm) oraz prostopadłość czoła tulejki do osi gwintu (0,03 mm). Niezachowanie współosiowości połączone z nierównoległością obu osi może spowodować bicie osiowe płaszczyzny toczonej do osi gwintu, a bicie płaszczyzny czołowej tulejki nie da stałego oparcia i może powiększyć otrzymane bicie płaszczyzny obrabianej. Przy wykonaniu trzpienia (1) konieczna jest współosiowość średnicy centrującej do stożka uchwytu. Podobnie w oprawie przedstawionej na rys. 11 konieczna jest współosiowość gwintu (2) ze stożkiem trzpienia (1). Wykonanie tulejki (2) w rys. 10 winno być możliwie dokładne, średnica centrowania dopasowana do części prowadzącej trzpienia (1) suwliwie, gwint powinien być czysto wytoczony, ewentualnie dotarty żeliwnym docierakiem. Płaszczyznę czołową należy szlifować ustalając na trzpieniu gwintowym lub planować w jednym założeniu przy roztaczaniu gwintu. Uzyskana prostopadłość czoła B (rys. 10) do gwintu winna być w granicach od 0,01 do 0,02 mm. Gwint łączny między tulejką (2) i nakrętką (4) wykonuje się jako luzny, aby umożliwić dobre doleganie stożków. Gwint zewnętrzny oprawki z rys. 11 powinien być szlifowany, a obrabiany element dobrany z bardzo małym luzem, co możliwe jest dzięki stosowaniu opravek z selekcją gwintu. Po montażu bicie opravek na obrabiarce nie powinno przewyższać 0,02 mm. Dokręcenie obrabianej nakrętki lub łącznika do oporu stwarza pewne mocowanie, ponieważ reakcja od noża zabezpiecza przed odkręceniem.

Rys. 11. Oprawka do planowania płaszczyzny kołnierza nakrętki (prostopadłej do gwintu)

Jeżeli gwint zostałby wykonany na automacie narzynką, to również prostopadłość czoła do gwintu byłaby przypadkowa. Aby wymienić wszystkie możliwe warianty technologii stosowane dla uzyskania prostopadłości gwintu należy podać jeszcze przykład elementu osprzętu lotniczego, jakim jest — między innymi — wkret nastawny, stanowiący oprawę łożyska nadajnika odległościowej busoli magnetycznej. Przedstawia go rys. 12.



Rys. 12. Wkret — oprawa łożyska nadajnika busoli magnetycznej

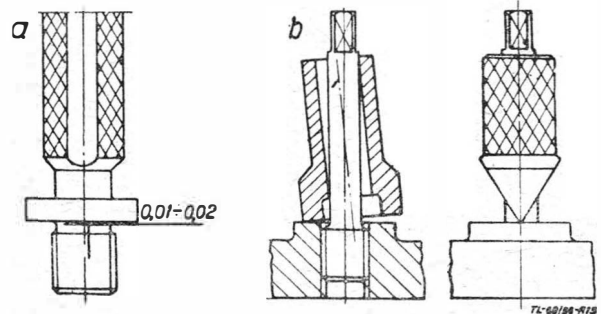
może być wykonany na automacie równocześnie z pogłębieniem czoła, ponieważ planowanie dna otworu mogłoby być

wykonane tylko pogłębiaczem, a gwint narzynką, obie zaś czynności przy różnych położeniach głowicy rewolwerowej. Zmiana położenia głowicy mogłaby dać nieprostopadłość czoła do gwintu, tym bardziej że pogłębiacz mocowany jest sztywno, a narzynka wahliwie. Obie operacje — planowanie czoła i nacięcie gwintu — należy wykonać na tokarce w jednym założeniu nacinając gwint nożem i planując czoło przy użyciu tego samego suportu. W przypadku walcowania gwintu można planować dno otworu na tokarce przy użyciu oprawki pokazanej na rys. 10. Identyczna metoda może być stosowana do wykonania czoła nakrętki, prostopadłego do gwintu w kołpaczkowych nakrętkach uszczelniających. W tym przypadku toczenie gwintu nożem i planowanie czoła w jednym mocowaniu jest pracochłonne, tańsze więc jest nacięcie gwintu gwintownikiem i następnie splanowanie czoła w celu uzyskania prostopadłości wykorzystując jako bazę gwint i mocując element na oprawce przedstawionej na rys. 11.

### Sprawdzanie prostopadłości gwintu

Wykonane za pomocą opisanych już sposobów czoła gwintów należy sprawdzić przed montażem, czy odpowiadają wymaganej prostopadłości. Metody uniwersalne są bardzo kłopotliwe, wymagają trzpieni specjalnych i nie mogą być polecane. Do sprawdzenia służą specjalne sprawdziany dwóch typów:

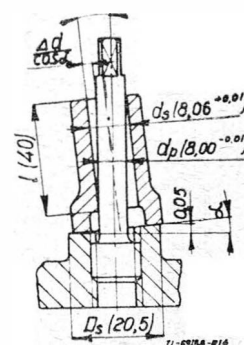
- 1) sprawdzian krawędziowy, stosowany z prowadnicą gwintową lub z własnym trzpieniem gwintowym,
- 2) sprawdzian gwintowy z kołnierzem, stosowany ze specjalnym tuzsem traserskim.



Rys. 13. a) sprawdzian kołnierzowy do prostopadłości gwintu, b) sprawdzian krawędziowy do sprawdzenia prostopadłości gwintu za pomocą prowadnicy gwintowej, używanej przy obróbce kołnierza otworu

Oba typy przedstawia rys. 13. Prostszy w zastosowaniu jest sprawdzian krawędziowy, bowiem można go stosować bezpośrednio po obróbce na obrabiarce, nie wykręcając prowadnicy z obrabianego otworu.

Sprawdzian jest skonstruowany w ten sposób, że krawędź jest zaszlifowana prostopadłe do otworu (rys. 14). Otwór ma tak ustalony wymiar, aby sprawdzian nałożony na prowadnicę mógł odchylić się od osi prowadnicy o kąt, któremu odpowiada nieprostopadłość 0,05 mm sprawdzanej płaszczyzny kołnierza. Wymiar otworu sprawdzianu  $D_s$  określamy następująco: jeżeli średnica sprawdzanego kołnierza wynosi  $D_s$ , maksymalna dopuszczalna nieprostopadłość wynosi 0,05 mm,  $\Delta d$  oznacza luz między otworem sprawdzianu i częścią prowadzącą sprawdzianu i częścią prowadzącą sprawdzianu, to z zależności



Rys. 14. Schemat pomiaru prostopadłości sprawdzianem krawędziowym; wymiary w nawiasach dotyczą sprawdzianu do sprawdzania prostopadłości gwintu M12 x 1,5

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{0,05}{D_s} = \frac{\Delta d}{l}$$

możemy wyliczyć  $\Delta d$ , zakładając długość otworu  $l$ . Na przykład zakładając długość otworu  $l = 40$  mm,  $D_s = 20,5$  mm, obliczymy wielkość luzu maksymalnego:

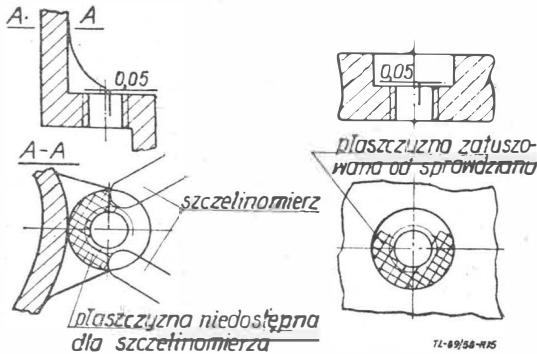
$$\Delta d = 0,0865 \text{ mm}$$

Wielkość średnicy otworu obliczymy uwzględniając większą średnicę przekroju przewodnicy (który będzie elipsą):

$$d_s = \Delta d + \frac{d_p}{\cos \alpha}$$

gdzie  $d_p$  — średnica części prowadzącej przewodnicy. Dla uproszczenia można przyjąć  $\cos \alpha = 1$ . Obliczona wielkość średnicy  $d_s$  wyraża wielkość maksymalną przy założeniu, że weźmiemy minimalną wielkość średnicy  $d_p$ . Odpowiednio do tego założenia musimy rozłożyć pola tolerancji otworu sprawdzianu i średnicy prowadzącej przewodnicy, co uwzględniono w wymiarach na rys. 14 (wymiar  $d_s = 8,06 \pm 0,01$ ).

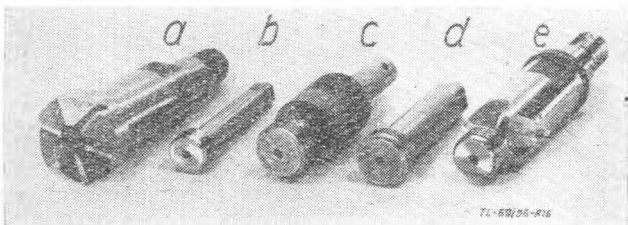
Stosowanie sprawdzianu krawędziowego nie jest jednak możliwe we wszystkich przypadkach. O ile płaszczyna kołnierza jest częściowo lub całkowicie wgłębiona w odlew korpusu (rys. 15), to możliwe jest użycie tylko sprawdzianu



Rys. 15. Przykłady konstrukcji, w których stosuje się sprawdziany kołnierzowe

gwintowego z kołnierzem z rys. 13. Jeżeli sprawdzana płaszczyna kołnierza nie jest całkowicie zakryta i możliwe jest podsunięcie szczelnomierza w szczelinę między kołnierzem sprawdzianu i płaszczyną sprawdzaną, to wielkość szczeliny można sprawdzić. Prostopadłość jest wystarczająca, o ile szczelnomierz 0,05 mm w szczelinie nie wchodzi po ręcznym dokręceniu sprawdzianu do oporu. W przypadku, gdy sprawdzana płaszczyna kołnierza jest niedostępna dla szczelnomierza, można pokryć płaszczynę kołnierza sprawdzianu tuszem traserskim i ustalić minimalną wielkość pokrycia tuszem płaszczyny sprawdzanej, gdy ma ona jeszcze prostopadłość wystarczającą, na przykład 60% płaszczyny winno pokryć się tuszem.

Sprawdzian gwintowy z kołnierzem winien wkręcać się dość ciasno, żeby nie mógł układać się dowolnie na sprawdzanym gwincie, gdyż wtedy nie wykryje nieprostopadłości, może jednak mieć luz większy niż przewodnica gwintowa, która musi silnie (nawet z pewnym wciskiem) tkwić w gwincie, żeby dobrze prowadzić frez. Dlatego jeżeli liczba przewodnic wynosi zwykle cztery na tolerancję jednej średnicy podziałowej, to sprawdzianów z kołnierzem wystarczy dwie lub trzy sztuki.



Rys. 16. Różne pomoce warsztatowe do obróbki płaszczyzn prostopadłych do gwintu: a) frez z otworem prowadzącym po przewodnicy; b) przewodnica gwintowa; c) sprawdzian krawędziowy do sprawdzania prostopadłości; d) przewodnica gwintowa; e) frez do pogłębienia fazki na wejściu gwintu wraz z przewodnicą

Opisane sposoby sprawdzania wymagają dużej staranności i wprawy ze strony kontrolera. Jednym z często spotykanych błędów jest mylne stosowanie zamiast sprawdzianu do prostopadłości — sprawdzianów do głębokości gwintu, które również posiadają kołnierz szlifowany, ale z reguły wkręcają się luźno, układają się na gwincie i nie wykrywają nieprostopadłości. Wobec możliwości powstania tych błędów uwydatniają się bardziej zalety sprawdzianów krawędziowych. Rys. 16 przedstawia opisane wyżej niektóre pomoce warsztatowe stosowane do obróbki płaszczyzn prostopadłych do gwintu.

**Przykłady rozwiązań uszczelnień łączników jako samouszczelniających**

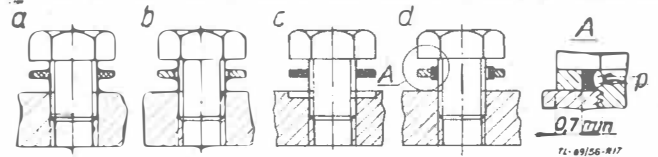
Uszczelnienia łącznika za pomocą podkładki i zacisku uszczelniającego, jak już podano w przykładowym rozdziale pierwszym, posiadają tę zasadniczą wadę, że w miarę wzrostu ciśnienia w instalacji, ciśnienie uszczelniające spada, a więc szczelność się pogarsza. Przy małych ciśnieniach nie ma to znaczenia, rozwój jednak wyższych ciśnień zmusza do stosowania innych rozwiązań, zgodnych z najważniejszą zasadą uszczelnienia, a mianowicie — samouszczelnianie (każde uszczelnienie winno być samouszczelniające, to znaczy w miarę wzrostu ciśnienia w instalacji powinno gwarantować również coraz to większy docisk uszczelniający).

Drugim powodem znalezienia innych rozwiązań jest wysoki koszt uszczelnienia w sposób opisany. Pomoce produkcyjne (przewodnice gwintowe, frezy, sprawdziany) są względnie drogimi pomocami, sama zaś technologia — pracochłonna. Wymagania techniczne nawet w stosunku do podkładek są wysokie, na przykład dla nafty i ciśnienia 150 kg/cm<sup>2</sup> należy używać podkładek toczonych o gładkości na płaszczynach czołowych nie niższej niż w piątej klasie gładkości ( $h_{sk} = 6,3 - 3,2 \mu$ ).

W tych warunkach powstały różne nowe konstrukcje, w których osiągnięto zasadę samouszczelniania. Rys. 17 przedstawia cztery formy rozwojowe uszczelnień.

Uszczelnienie a — to zwykle uszczelnienie przez podkładkę zaciśniętą wstępnym zaciskiem, a następnie w czasie pracy odciążane. Praktycznie to uszczelnienie ma jeszcze jedną wadę, że po pewnym okresie pracy wymaga doszczelnienia przez dokręcenie — o czym wspomniano w rozdziale pierwszym.

Uszczelnienie b — jest to uszczelnienie metalową podkładką ze szczeliną powietrza. Metalowa podkładka jest silnie zaciśnięta i poddana od wewnątrz ciśnieniu nie jest sprężysta i nie wytrzymuje dłuższych pulsacji ciśnienia.



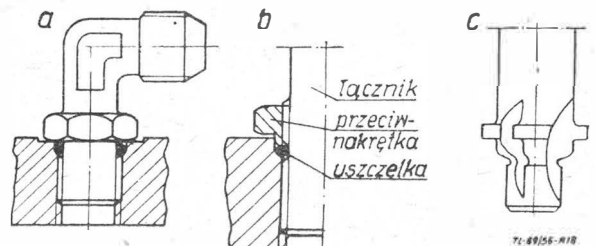
Rys. 17. Różne odmiany konstrukcyjne ujęcia uszczelnienia

Szczelina wypełniona sprężonym przez ciecz powietrzem ma tłumić pulsację naprężeń, występujących w zaciśniętej uszczelce.

Uszczelnienie c — jest już samouszczelniające (uszczelka gumowa) posiada jednak rowek-gniazdo, którego wykonanie jest dość kosztowne ze względu na małą tolerancję głębokości (0,05—0,1 mm).

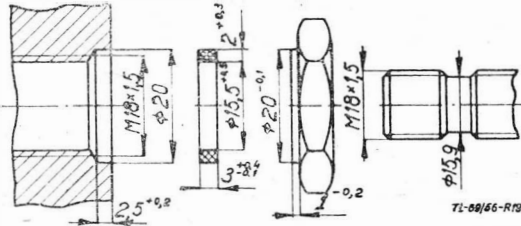
Uszczelnienie d — nie posiada wad uszczelnienia c. Zastosowano tu zespół dwu uszczelki — zewnętrznej stalowej i wewnętrznej gumowej. Dla uniknięcia możliwości przyzrypania uszczelki gumowej przy montażu, zastosowano przywulkanizowanie gumy do metalu. Próby przeprowadzone z tak uszczelnioną powierzchnią dały dobre wyniki. Uszczelkę włożono między dwie uszczelniane powierzchnie i zaciśnięto śrubą dokręconą ręcznie. Uzyskano szczelność jeszcze przy ciśnieniu 420 kg/cm<sup>2</sup>. Powierzchnia doszczelniana winna mieć gładkość odpowiadającą najmniej trzeciej klasie, a zacisk na długości minimum 0,7 mm (rys. 17).

Inne rozwiązanie reklamuje firma Parker (USA). Uszczelnienie jest również samouszczelniające, a jako uszczelkę stosuje się zwykłą uszczelkę okrągłą „O”. Uszczelnienia oraz specjalny pogłębiacz przedstawia rys. 18. Uszczelka założona jest w specjalne podtoczenia łącznika lub kolanka i doszczelnia wytoczenie gniazda korpusu, które wykonane jest profilowym pogłębiaczem równocześnie z planowaniem czoła i pogłębieniem otworu pod gwint. Taki sposób obróbki



Rys. 18. a) samouszczelniające uszczelnienie łącznika — kolanka firmy Parker (USA); b) uszczelnienie za pomocą przeciwnakrętki i uszczelki typu „O”; c) specjalny pogłębiacz profilowy do wykonywania otworu pod gwint i gniazda uszczelnienia

zapewnia wystarczającą współosiowość przy uszczelkach okrągłych (0,05 do 0,08 mm) zależnie od średnicy. Zaletą tego uszczelnienia jest możliwość zmniejszenia sześciokąta łącznika oraz prostota wykonania i montażu. Dobór materiału uszczelki zależy od ciśnienia i rodzaju cieczy.



Rys. 19. Przykład żle skonstruowanego gniazda uszczelnienia w filtrze hydraulicznym samolotu MIG-15

W przypadku montażu kolanka (rys. 18) stosujemy specjalną przeciwnakrętkę z kulistym zakończeniem, która zamyka gniazdo uszczelki okrągłej. Przeciwnakrętka umożliwia łatwy montaż kolanka w żądanym położeniu w stosunku do przyłączonego przewodu. Dla mniejszych ciśnień, gdzie

jest mała pulsacja ciśnienia można doszczelniać nawet samą nakrętką bez uszczelki okrągłej.

Przy konstrukcji należy pamiętać, że uszczelka powinna mieć zacisk promieniowy rzędu nawet 30%, przy uszczelnieniach tego typu co przedstawiono na rys. 18 — zacisk osiowy, natomiast w przypadku uszczelki prostokątnej powoduje wciskanie uszczelki między zwoje gwintu, skąd zostaje ona następnie wypchnięta przez działanie ciśnienia. Powoduje to nierównomierny zacisk, a może spowodować nieszczelność. Przykład tak niewłaściwie skonstruowanego uszczelnienia filtra hydraulicznego stosowanego na samolocie MIG-15 przedstawia rys. 19 (zacisk osiowy uszczelki może tu wynosić od 1,9—1,0 mm).

Porównując zasadę pracy oraz koszty wykonania przy pewnym optimum wielkości serii należy przypuszczać, że uszczelnienia łączników za pomocą podkładek dociskanych w instalacjach energetycznych o wysokich ciśnieniach zostaną zastąpione uszczelnieniami samouszczelniającymi.

#### Literatura

1. Dr inż. Wacław Moszyński: Wykład elementów maszyn, część I; PWT, 1956.
2. T. M. Baszta: Gidrawliczeskije priwody i agregaty; Oborongiz, 1951.
3. Applied Hydraulics (miesięcznik), maj 1954, czerwiec i listopad 1955.



## nasz REPORTAŻ

### Sprawozdanie z VI Anglo-Amerykańskiej Lotniczej Konferencji (naukowo-technicznej) w Folkestone, 9–12 września 1957 r.

Tegoroczna konferencja zgromadziła około 650 specjalistów, członków lotniczych stowarzyszeń naukowo-technicznych, angielskich i amerykańskich oraz zaproszonych z innych krajów, w tym około 115 z USA, 8 ze Szwecji, 7 z Francji, 42 z Kanady, 3 z Włoch, po 2 z ZSRR, Holandii i Polski oraz po jednym z Belgii, Szwajcarii, Czechosłowacji, Hiszpanii i Indii, pozostali z Anglii. Wygłoszono 16 głównych referatów, których spis i streszczenie kilku ciekawszych zawiera niniejsze sprawozdanie. Po każdym referacie odbyła się ożywiona dyskusja, częściowo dobrze przygotowana.

#### Spis referatów

1. M. O. McEinney, NACA — Badanie NACA nad samolotami o pionowym i krótkim starcie. NACA research on VTOL and STOL aeroplanes.

2. C. W. Harper, NACA — Wzrost użytecznej siły nośnej uzyskanej przez regulację warstwy przyściennej. Increased usable life through boundary layer control.

3. S. H. Kurzweg, USNOL — Rola doświadczalnej hiperballistyki w rozwoju przyszłych samolotów i pocisków. The role of experimental hyperballistics in the development of future aeroplanes and missiles.

4. F. N. Moore, CAL — Aerodynamiczne wpływy niestateczności warstwy przyściennej. Aerodynamic effects of boundary layer unsteadiness.

5. W. Goland, SRI — Ocena wpływu aeroelastyczności na konstrukcję ze szczególnym uwzględnieniem flatteru (dynamicznej aeroelastycznej stateczności). An appraisal of aeroelasticity in design, with special reference to dynamic aeroelastic stability.

6. R. L. Bisplinghoff, E. A. Witmer, MIT — Obciążenia konstrukcji samolotu przez podmuchy. Blast loading of aircraft structures.

7. A. W. Russel, BAC — Stosunek bezpieczeństwa do uszkodzeń konstrukcji. Safety in relation to structural damage.

8. J. Taylor, RAF — Złagodzenie naprężeń powstałych na skutek kinetycznego nagrzewania. Alleviation of kinetic heating stresses.

9. J. C. Sanders, NACA — Regulacja naddźwiękowych układów napędowych. Control of supersonic propulsion systems.

10. C. M. Sturrock, URLtd — Elektryczne sterowanie silników. The electrical control of power plants.

11. A. H. Harvey-Bailey, RRLtd — Konstrukcja silników turbinowych do użytku cywilnego z punktu widzenia łatwości remontu. Design for repairability of civil turbine engines.

12. J. V. Dunworth, UKAEA — Napęd atomowy ze szczególnym uwzględnieniem lotnictwa. Nuclear mobile propulsion with particular reference to aircraft.

13. A. Stratton, RAF — Przedstawienie wskazań przyrządów lotniczych. The presentation of information by aircraft instruments.

14. L. Schapiro, E. Labomard — Dziewięć lat stosowania tytanu. Nine years of titanium usage.

15. W. J. Strang, BAC — Użycie niemetalowych materiałów w wysokich temperaturach. The use of non-metallic materials at high temperatures.

16. T. C. D. Whiteside, RAF — Człowiek-pilot jako operator samolotu. The human pilot as an aircraft operator.

#### Badania NACA nad samolotami o pionowym i krótkim starcie — M. O. McKinney, NACA

NACA prowadzi od 10 lat prace w zakresie stateczności, sterowności i osiągow w zakresie małych prędkości tego typu samolotów. Samoloty tego typu mogą posiadać napęd śmigłowy i odrzutowy.

Przy napędzie śmigłowym samoloty o pionowym starcie stają się samolotami o krótkim starcie, jeżeli się je przeciąża, natomiast przy napędzie odrzutowym zjawisko takie nie występuje i dlatego w tym ostatnim przypadku rozwój VTOLów i STOLów idzie w zupełnie odmiennych kierunkach.

Początkowo prace były prowadzone nad modelami i samolotami o pionowym kadłubie przy starcie, jak Convair XFW-1 i Lockheed XFV-1, ale obecnie prace nad tego typu układami zostały zarzucone, gdyż napęd śmigłowy nie nadaje się do stosowanych obecnie szybkich myśliwców, a dla samolotów transportowych lub pasażerskich pionowe ustawienie kadłuba do startu jest bardzo niewygodne.

Na podstawie prób wykonanych na modelach w tunelach i w swobodnym locie w skali naturalnej wynika, że tego typu samoloty wykazały niestateczność podłużną i odchylenia w locie pionowym oraz rozbieżność kierunkową podczas przejścia z lotu pionowego do poziomego na kątach natarcia około 50°, ale pilot mógł opanować występujące niestateczności bez pomocy urządzeń uszczelniających. Próby na modelach i w skali naturalnej wykazały zgodność wyników.



Prace badawcze NACA były w dużym stopniu poświęcone badaniom układów z poziomym kadłubem podczas startu i bądź obracającym zespołem śmigło-skrzydło, bądź zastosowaniem odchylenia strug. Przy obracającym zespole śmigło-skrzydło zasadniczo uzyskane ciągi są takie same, jak dla samego śmigła i oddziaływania ziemi umożliwia zwiększenie siły nośnej o 5—10%.

Odchylenie strug o duży kąt nie jest łatwe. Uzyskane odchylenie strug pociąga za sobą powstanie dużych momentów pochylających, które można zmniejszyć częściowo przez zastosowanie slotów specjalnych i przesunięcie osi śmigła o 0,1 D w dół dla częściowego zrównoważenia momentu — większe przesunięcie zmniejsza odchylenie strug. Wpływ Ziemi w tym przypadku jest również niekorzystny, ale przy odpowiednim dobraniu kłap można go zmniejszyć do 5%. Wybór najkorzystniejszego układu zależy od mocy niezbędnej do pionowego startu i wymaganej prędkości maksymalnej. Odchylenie strug wymaga najwięcej mocy podczas startu, a przekreślony zespół skrzydło-śmigło najmniejszej.

Bardzo ważnym zagadnieniem jest zapobieganie oderwaniu strug na skrzydle, powodującemu zmniejszenie siły nośnej na skrzydle i duży wzrost potrzebnej mocy przy wymaganiu zachowania pozostałych głównych parametrów lotu. Użycie dużej cięciwy skrzydła w stosunku do średnicy śmigła  $\frac{l}{D} = 0,5 \div 0,75$  oraz odpowiedniego układu slotów i kłap szczelinowych są czynnikami wpływającymi korzystnie na zapobieganie oderwaniu.

Sterowanie samolotów tego typu ze śmigłami odbywa się za pomocą wychylenia kłap i różnicowego sterowania skoku śmigła, względnie przez strugi powietrza wydmuchiwane na tylnej części kadłuba.

Modele wykazały rozbieżność boczną przy kątach natarcia rzędu 65° oraz niestateczność podłużną w locie pionowym. Ponadto odchylenie strug na skutek obecności Ziemi powodowało powstanie dużego momentu nurkującego na kadłubie oraz przy małych prędkościach powstawał duży moment zadzierający od śmigła przy małej skuteczności usterzenia. To ostatnie zjawisko można złagodzić przez odpowiedni dobór położenia środka ciężkości i osi obrotu skrzydła. Próby wykazały, że nie jest konieczne stosowanie śmigła obracających się w przeciwnie strony.

Badania modelowe samolotów z silnikami odrzutowymi były imitowane przez zastosowanie wentylatora z odchyloną strugą. Badane modele ze skrzydłem delta dawały na ogół wyniki zadowalające i wykazały możliwość sterowania samolotem takiego typu. Występowała jednak rozbieżność boczna przy kącie natarcia około 55°, czasami trudna do opanowania, co pociągnęło za sobą zastosowanie sztucznego tłumienia wokół osi podłużnej. Badanie pionowych usterzeń z tyłu powodowało powstanie rozbieżności przechyleń na kątach natarcia około 60° i wymagało zastosowania urządzeń tłumiących. Przy samolotach z silnikami turbo-odrzutowymi wpływ momentu żyroskopowego jest tak duży, że wymaga zastosowania specjalnych urządzeń tłumiących.

Na samolotach typu VTOL z silnikami odrzutowymi można bądź przekreślać zespół silnik-skrzydło, bądź odchylić strugi za silnikiem. W tym ostatnim przypadku wpływ Ziemi powoduje spadek siły nośnej rzędu 5—15% na skutek zmiany opływu wokół skrzydła w obecności Ziemi. Wstępne próby wykazały zadowalającą stateczność i sterowność.

Prace nad samolotami z silnikami odrzutowymi o krótkim starcie STOL polegały na zastosowaniu kłap strumieniowych. Rozpatrywane były dwie metody uzyskania kłap strumieniowych: zastosowanie szeregu silników wewnątrz skrzydła ze skierowaniem ich wylotu przez szczelinę w pobliżu krawędzi spływu; skierowanie spływu silników, zamocowanych na zewnątrz skrzydła, w kierunku szczeliny kłapy. Uzyskane w drugim przypadku ( $\Delta c_z$ ) były o około 1/3 mniejsze niż w pierwszym.

Użycie kłapy strumieniowej powoduje powstanie dużego momentu nurkującego, który najkorzystniej jest wyważyć za pomocą statecznika. Jest to dość trudne zagadnienie.

Próby stateczności i sterowności wykazały, że model był stateczny na małych kątach natarcia, a na większych występował duży moment zadzierający. Niektóre zjawiska niestateczności występujące na badanym modelu były związane z jego układem, a nie z istnieniem kłapy strumieniowej.

Na zakończenie referent podkreślił konieczność prowadzenia dalszych prób w skali naturalnej.

W dyskusji podkreślono, że samoloty konwencjonalne dla odległości ponad 1500 km pozostaną bezkonkurencyjne oraz że biorąc pod uwagę duże wyprzedzenie badawcze i eksploatacyjne śmigłowców, pozostaną one jeszcze przez szereg lat

niezastąpione. Wyłoniono pytanie, czy opłacalne są duże koszty związane z rozwojem samolotów typu VTOL i STOL. Wyrażono również wątpliwość, czy badania modelowe ze względu na wpływ Re są miarodajne.

Referent podał, że za 1—2 lata należy spodziewać się praktycznych rozwiązań.

#### Wzrost użytecznej siły nośnej uzyskanej przez regulację warstwy przyściennej — C. W. Berger, NACA

Referent omówił sprawę zastosowania odsysania i wydmuchiwania warstwy przyściennej dla zwiększenia siły nośnej samolotu, ze szczególnym uwzględnieniem zastosowania tej metody do modelu i do samolotu F-86 Sabre. Regulacja warstwy przyściennej daje tylko wtedy duży wzrost siły nośnej, jeżeli zapobiega oderwaniu strug. Ponieważ oderwanie strug może nastąpić bądź na klapie w pobliżu jej krawędzi natarcia, bądź też na krawędzi natarcia skrzydła, należy zastosować środki zapobiegające zarówno oderwaniu, jak zasysaniu lub wydmuchiowaniu w tych dwu miejscach.

Zasysanie w pobliżu zawiasy kłapy przy prawidłowym rozkładzie dla najlepiej dobranego rozkładu, przy wybranej prędkości, umożliwiła uzyskanie wzrostu  $c_z$  samolotu o 0,2 przy zużyciu 10 KM na zasysanie 0,65 m<sup>3</sup>/sek na 3% powierzchni skrzydła Sabre'a.

Przy zastosowaniu wydmuchiwania z wykorzystaniem sprężarki silnika odrzutowego, strata ciągu wyniesie około 5%.

Zasysanie warstwy przyściennej w pobliżu krawędzi natarcia dla modelu Sabre'a wymagało zużycia około 45 KM, przy założeniu 100% wydajności pomp. Jeżeli natomiast zastosuje się kłapę na krawędzi natarcia odchyloną w dół o około 40°, dla zapobieżenia oderwaniu, wówczas dla  $c_z = 2,17$  moc zużyta na zasysanie warstwy przyściennej krawędzi natarcia przy opuszczonej klapie zmniejsza się do 55 KM. Dla uzyskania współczynnika  $c_z = 2,44$  moc zużyta jest równa 19,3 KM.

Zastosowanie wydmuchiwania w pobliżu krawędzi natarcia wykazało bardzo obiecujące wyniki, ale jest dopiero w początkowej fazie prób.

Przeliczenia wykazały, że dla Sabre'a można, stosując regulację warstwy przyściennej, uzyskać skrócenie długości startu o 10—15%, a lądowania o 25—35%.

Zauważyć należy, że podczas gdy intensywność zasysania, które winno być stosowane w miejscach najmniejszego ciśnienia, mało zmienia się z położeniem wzdłuż rozpiętości na klapie, to w pobliżu krawędzi natarcia zmienia się w dużych granicach.

Pomiary w locie całkowicie potwierdziły wyniki pomiarów tunelowych. Dwuletnie próby na samolotach F-86 wykazały, że nie nastąpiło zatykanie porowatych powierzchni i lot w ulewnym deszczu nie przeszkodził w uzyskaniu  $c_{z,m}$ . Zastosowanie regulacji warstwy przyściennej wyeliminowało wszelkie oznaki ostrzegające pilota przed oderwaniem i polepszyło właściwości stateczności i sterowności bocznej na dużych kątach natarcia.

Próby wykazały, że pomimo zmniejszenia prędkości lądowania, uzyskana przez pilotów prędkość była o około 17 km/h mniejsza, mimo możliwości zmniejszenia o 43 km/h. Niewykorzystanie pełnych możliwości zmniejszenia prędkości lądowania przez pilotów należy przypisać nieregularnemu — w pojęciu pilotów — zachowaniu się samolotu w zakresie małych prędkości. Zagadnienie to winno być dalej wyjaśnione.

W dyskusji jeden z czołowych angielskich konstruktorów podał, że w Anglii już wyszli ze stadium badań i obecnie na jednym z samolotów znajdujących się w seryjnej produkcji zastosowano regulację warstwy przyściennej.

Zastosowanie regulacji warstwy przyściennej wymaga uzyskania 100% niezawodności działania silników.

Urządzenie omawiane winno być włączone podczas startu krótko przed oderwaniem się od ziemi i wówczas jest wyraźny zysk. Na zapytanie konstruktora z SAAB podano, że regulacja warstwy przyściennej na skrzydłach delta nie dała pozytywnego wyniku.

Zauważono, że silnik dwukonturowy winien nadawać się doskonale do regulacji warstwy przyściennej oraz że dopiero skonstruowanie płatowca i silnika jako zespołu — da najlepsze wyniki.

#### Ocena wpływu aeroelastyczności na konstrukcję ze szczególnym uwzględnieniem flatteru (dynamicznej aeroelastycznej niestateczności) — M. Golland, SHL

Referat ten był ogólnym przeglądem obecnego stanu zagadnienia podanego w tytule.

Po okresie, kiedy konstruktor lub jego specjaliści mogli rozpatrywać oddzielnie zagadnienia aerodynamiki, wytrzymałości oraz stateczności i sterowności, w ciągu ostatnich 10 lat nastąpiła taka zmiana, że w żadnym z powyższych zagadnień nie można pominąć wpływu odkształceń. Odkształcenia konstrukcji wpływają w nowoczesnych samolotach coraz bardziej na jego obciążenia, a więc i na naprężenia. Odkształcenie wpływa również na wielkość współczynników aerodynamicznych stateczności podłużnej dla wolnych oscylacji, a szybkie oscylacje podłużne są coraz bliższe częstości własnych konstrukcji. Poza tym zagadnienia flatteru i obciążeń dynamicznych stają się decydujące dla niektórych konstrukcji.

Ponieważ nie widać możliwości ustalenia w najbliższym czasie kryteriów konstrukcyjnych, zapewniających uniknięcie flatteru ze względu na dużą ilość czynników wpływających na jego powstanie, konstruktorzy zmuszeni są do dokładniejszego poznania tego zjawiska.

Podejście do zagadnień flatteru rozwinęło się w oparciu o teorię drgań o małej amplitudzie (liniowych) układów z wieloma stopniami swobody z uwzględnieniem sił aerodynamicznych. Poszczególne postaci drgań na pewnej prędkości przestają być tłumione i wtedy występuje flatter w tej postaci. W miarę wzrostu prędkości może nastąpić tłumienie jednej postaci a samowzbudzenie innej. Oczywiście — konstruktor zainteresowany jest w najniższej prędkości lotu, podczas której jakaś postać drgań przestaje być tłumiona. Istnieje jednak podstawowa różnica w zagadnieniach drgań układów mechanicznych nietłumionych i drgań typu flatter; podczas gdy w pierwszym przypadku ruch układu musi być całkowicie opisany przez energię kinetyczną i potencjalną, to w drugim przypadku nie jest to wystarczające. Mamy w tym ostatnim przypadku do czynienia z układem niesamoprężonych równań.

Bardzo ważną rzeczą byłoby ustalenie metod analitycznych dla określenia, czy flatter będzie typu bezpiecznego „miękiego“, czy też niebezpiecznego — „twardego“.

Najwięcej prac poświęconych jest zagadnieniom wpływu zmian poszczególnych parametrów na krytyczną prędkość flatteru.

Do obliczenia flatteru bardzo ważnym, objaśniającym czynnikiem do ustalenia równań Lagrange'a jest poznanie postaci drgań własnych, które wykonywane jest doświadczalnie, ale niestety, szczególnie jeżeli chodzi o wyższe częstości, to są duże trudności w ustaleniu postaci drgań. Lepsze poznanie teorii drgań wymuszonych tłumionych układów z wieloma stopniami swobody pomogłoby w ustaleniu doświadczalnych metod badania postaci drgań własnych wyższych harmonicznych.

Znajomość współczynników aerodynamicznych flatteru dla dwuwymiarowego przepływu w zakresie pod- i naddźwiękowym dla cienkich profili jest obecnie opanowana, brak jeszcze dostatecznie pewnych danych dotyczących współczynników w zakresie przydźwiękowym. Pewne wątpliwości budzi słuszność stosowania zasady Kutty-Zukowskiego dla nieustalonych przepływów.

Metoda Cicala i inne dla skrzydeł o skończonym wydłużeniu okazały się niedostatecznie dokładne i ponieważ dają one czasami wyniki poniżej rzeczywistej prędkości flatteru, stosowane są raczej do obliczeń dwuwymiarowe pochodne aerodynamiczne.

Dla obliczenia prędkości flatteru spotykanych obecnie skrzydeł o małym wydłużeniu stosuje się aerodynamiczne współczynniki wpływowe ciśnienia wywołanych przez przesunięcie elementów powierzchni skrzydła. Ze względu na łatwość użycia współczynników wpływowych ciśnienia i odkształceń flatteru przy posługiwaniu się elektronowymi maszynami do liczenia, są one coraz częściej stosowane obecnie przez konstruktorów.

Metody doświadczalne wyznaczania współczynników flatteru, stanowiące obecnie rozszerzającą się gałąź doświadczalnej aerodynamiki (często utajnionej), polegają na wzięciu bądź sztywnego drgającego modelu, bądź elastycznego modelu, bądź też modelu flatterowego. Niedokładność wyników pomiarowych z powodu trudności wynikających z dużych sił bezwładności w stosunku do sił aerodynamicznych i konieczności stosowania często metody dedukcyjnej dla wyznaczania współczynników, utrudnia — a może nawet uniemożliwia — porównanie różnych metod teoretycznych z doświadczeniem. Ogólnie doświadczenie daje współczynniki aerodynamiczne flatteru mniejsze od teoretycznych, z wyjątkiem dla wychyleń sterów, które znacznie odbiegają, ale niedokładność pomiarów powoduje stosowanie na ogół współczynników teoretycznych.

Wcale lub bardzo mało zbadane są dotychczas współczynniki aerodynamiczne dla ciał obrotowych lub ich interferencji ze skrzydłem i niepotencjalnego przepływu występującego po oderwaniu lub w zakresie przydźwiękowym.

Zagadnienie określenia tłumienia wewnętrzznego konstrukcji jest również całkowicie nie wyjaśnione.

Zdaniem referenta badanie modelu flatterowego dla wyznaczenia prędkości krytycznej jest zupełnie niewystarczające z powodu specyfiki modelu i winno być uzupełnione obliczeniami, a badania w locie są zbyt niebezpieczne.

Na zakończenie autor podkreślił, że filozofia konstrukcji musi być znacznie szersza niż dążenie do spełnienia warunków technicznych i przepisów konstrukcyjnych, obejmujące też wychowanie i kierowanie zespołem, uwzględniającym wszystkie współczesne i wybiegające naprzód tendencje rozwojowe i metody naukowo-badawcze.

W dyskusji szczególnie ze strony angielskiej podkreślono, że na ogół stosowanie dwuwymiarowych współczynników nie jest zadowalające. Badania modelu flatterowego nie powinny nigdy być uważane jako wystarczające i że badania w locie są obecnie dostatecznie bezpieczne i są pewne oraz dają gwarancję niewystępowania flatteru podczas eksploatacji, a lepiej narazić się na niebezpieczeństwo w przygotowaniach i kontrolowanych warunkach.

Na pomiarach flatteru w locie bombowca Victor tłumienie spadło o 5% przy zmianie prędkości o 24 km, a na modelu o 1% przy zmianie prędkości o 64 km.

Specjalista holenderski podał, że właściwie nie ma trudności z pomiarami pochodnych aerodynamicznych skrzydeł i rozwiązanie niesymetrycznych macierzy nie przedstawia obecnie trudności.

Można by podczas prób w locie dla bezpieczeństwa stosować sztuczne tłumienie drgań.

#### Stosunek bezpieczeństwa lotu do uszkodzeń konstrukcji — A. E. Russel (BAC)

Możliwymi przyczynami uszkodzeń samolotu mogą być — klasyfikując z grubsza — złomy zmęczeniowe lub przypadkowe uszkodzenia, ich źródła mogą leżeć w konstrukcji, wykonawstwie lub eksploatacji.

Istnieją dwie „filozofie” podejścia do zagadnień bezpieczeństwa na skutek uszkodzeń: tak zwanego „bezpiecznego życia” i „bezpiecznego uszkodzenia”.

Według zasady „bezpiecznego życia”, w okresie eksploatacji nie dopuszcza się żadnych uszkodzeń zmęczeniowych konstrukcji. Należy więc dokładnie znać pewien okres życia głównych nośnych części samolotu i wymieniać je w razie potrzeby. Trudność ustalenia dokładnego okresu zmęczenia konstrukcji prowadzi do nadmiernych zapasów bezpieczeństwa.

Zasada „bezpiecznego uszkodzenia” dopuszcza istnienie podczas eksploatacji pewnych nie wykrytych uszkodzeń, ale konstrukcja winna dostosować się do tych uszkodzeń i zachować niezbędną wytrzymałość oraz zadowalające bezpieczeństwo. Każdy ważniejszy element musi mieć jeszcze dobry okres życia przed zmęczeniem, ale bezpieczeństwo samolotu nie jest tak zależne od dokładności przewidywań zmęczenia.

Ocena wzajemnej wielkości obu założeń wymaga znajomości poziomu niedostatecznych wiadomości posiadanych przez konstruktora w zakresie eksploatacji jego sprzętu. Na pierwsze miejsce wysuwa się niedostateczna znajomość historii czasowej i przestrzennej spotykanych podmuchów i brutalnych sterowań. Zakładając z pewnym zapasem obraz obciążenia zmęczeniowych konstruktor musi obliczyć ich wpływ, względnie przeprowadzić badania. Złożoność tych zagadnień nie daje możliwości dokładnego wyznaczenia naprężeń i „bezpiecznego życia”, gdyż na dodatek dochodzi duży rozrzut wytrzymałości zmęczeniowej materiałów i konstrukcji. Powstanie przypadkowych uszkodzeń, mogących doprowadzić do zmęczeniowych złomów, jest zupełnie niemożliwe.

Powyższe przesłanki powodują, że jeżeli nawet konstrukcja będzie oparta na zasadzie „bezpiecznego życia”, musi zawierać w sobie również i wyniki rozważań opartych o zasadę „bezpiecznego uszkodzenia”.

Dla pewnego spectrum obciążeń istnieje zależność między okresami inspekcji, rozchodzenia się pęknięć i bezpiecznego obciążenia konstrukcji. Z rozważań prawdopodobieństwa można wyciągnąć wnioski dotyczące metod konstrukcji dla zapewnienia bezpieczeństwa, na przykład ilodźwigarową konstrukcję należy zrobić dla różnych proporcji materiału w pasach dźwigarów. W angielskich przepisach istnieje wymaganie, że obciążenie dla przypadku „bezpiecznego uszko-

dzenia“ winno być równe 67% obciążenia niszczonego, a w amerykańskich przepisach — 55% oraz dodatkowo, w razie nieprzeprowadzenia obliczeń, współczynnik dynamiczny 1,15.

Należy również — poza wytrzymałością — zwrócić uwagę na wpływ uszkodzeń na zjawiska aeroelastyczności i zmniejszenia bezpiecznego zapasu prędkości z 1,15  $V_{max}$  (mogłoby być bardzo małe, do 1,07).

Przy zastosowaniu metody „bezpiecznych uszkodzeń“ należy tak dobrać konstrukcję, aby nie powstawały pęknięcia, a w razie powstania trzeba spowodować jak najwolniejsze ich powstawanie. Z badań wynika, że najszybciej pęknięcia rozprzestrzeniają się w integralnych konstrukcjach, najwolniej — w klejonych, a nitowane są pośrodku. Dla integralnych konstrukcji wysoko obciążonych dla „bezpiecznego uszkodzenia“, najlepiej dzielić skrzydło wzdłuż rozpiętości. Konstrukcje przekładkowe (sandwiczowe) są również dobre z punktu widzenia pęknięć. Pęknięcia najczęściej rozprzestrzeniają się na stronie rozciąganej skrzydła. Z punktu widzenia „bezpiecznego uszkodzenia“ korzystniejsze jest umieszczenie podwójnych pionowych ścianek przednich i tylnych, aniżeli robienie kesonów z trzema ściankami, z powodu wpływu na wytrzymałość skretną uszkodzenia jednej ścianki.

Konstrukcja bezpieczna kadłubów wymaga stosowania wręg dochodzących do samego pokrycia i lepiej jest, jeżeli one są gęstsze.

Z wykonanych w Bristolu prób wynika, że należy robić próby zmęczenia w skali zbliżonej do rzeczywistej. Próby te robione były z początkowymi przeciętami konstrukcji dla obserwowania, jak szybko rozchodzą się pęknięcia i jak dalece są one krytyczne.

Dodatkowym czynnikiem, szczególnie ważnym w miarę wzrostu wielkości samolotów, jest wytrzymałość konstrukcji przy zderzeniu z ziemią; współczynnik 3 obecnie stosowany nie wydaje się dostateczny.

Na zakończenie referent podkreślił, że rozważania na tematy „bezpiecznego uszkodzenia“ nie wprowadzą rewelacyjnych zmian konstrukcyjnych, gdyż istniejące konstrukcje posiadają już wiele czynników zapewniających tę charakterystykę.

W dyskusji podano, że obecnie, po zebranych doświadczeniach, wydaje się bardziej celowe dokładne badanie elementów i lepsze poznanie zasad smażeli próby całego samolotu na zmęczenie w „zbiorniku wodnym“, jak to było zrobione dla Kometa. Wpływ czasu obciążenia w każdym cyklu na rozchodzenie się pęknięć należałoby zbadać.

Zasady „bezpiecznego uszkodzenia“ i „bezpiecznego życia“ nie są tak różne i z pewnością obie będą podstawą konstrukcji.

#### Przedstawienie wskazań przyrządów lotniczych — A. Stratton (RAF)

Celem przyrządów jest uzupełnienie danych, jakie pilot otrzymuje z obserwacji zewnętrznej świata dla umożliwienia mu sprawnego prowadzenia samolotu. Wzrost osiągnięć samolotu i zajęcie pilota dodatkowymi czynnościami stawia coraz większe wymagania przed pilotem.

Rozwój przyrządów dotychczas nie zajmował się zagadnieniem właściwego przedstawienia pilotowi uzyskanych danych. W ostatnim okresie czasu coraz więcej uwagi poświęca się na takie przedstawienie danych potrzebnych pilotowi, aby ułatwić mu jego zadanie i czynności. Jeden z czynników umożliwiających wykonanie tego zadania polega na podziale czynności wykonywanych przez przyrząd, to jest czujnika, przeliczenia danych i wskaźnika (przykład mechaniczny: membrana, mechanizm, wskaźnik). W miarę komplikacji układów przyrządowych stosowanych na samolocie zachodzi z jednej strony konieczność posiadania wyników pomiaru niektórych parametrów lotu w wielu miejscach na samolocie, a z drugiej strony — poprawki niezbędne dla dokładności wyznaczenia potrzebnych pilotowi parametrów są coraz bardziej skomplikowane. Właściwą metodą jest użycie centralnych czynników do ciśnienia statycznego, dynamicznego i temperatury oraz przeliczenie ich danych na potrzebne parametry, jak na przykład prędkość, wysokość itd., z uwzględnieniem wszystkich poprawek i dostarczenie ich do wskaźników pilota, mechanizmu serwosterowania lub innych. Podobnie trzeba by postępować ze wskaźnikami położenia wychodząc od centralnych żyroskopów lub z innymi danymi uzyskanymi na przykład drogą radiową.

Możliwe są dwie metody przedstawienia pilotowi danych: elektromechaniczne (wskazówki, tarcze) i za pomocą rury

katodowej. Ilościowe dane najlepiej jest podawać za pomocą wskazań na skali, natomiast dane dotyczące skomplikowanych wskazań wzrokowych, podobnie jak obserwacje horyzontu, na rurze katodowej. Obecnie najczęściej wysiłku poświęca się pierwszej metodzie przedstawienia zadań.

Ocena nowych metod dla uniknięcia subiektywizmu i złych przykładów jest trudna i do tego celu należy używać symulatorów lotu i korzystać z pomocy psychologów i specjalistów w zakresie medycyny lotniczej.

Referent podał również opracowany projekt „wskaźnika lotu“, zawierający niezbędne dla pilotów dane dla lotu bez widoczności, nawigacji i ślepego lądowania, przedstawione w sposób bardzo zwarty. Zagadnienie wskazań danych napędu nie jest jeszcze opracowane.

W dyskusji podano, że dla różnych typów samolotów na przykład transportowych i bombowych, potrzebne są różne rodzaje „wskaźników lotu“. Dla zapewnienia bezpieczeństwa potrzebne będzie swego rodzaju dublowanie.

Przyrządy silnikowe winny pokazywać odchylenie od normalnych wskazań, gdyż i tak jest za dużo liczb na tablicach przyrządów.

Trzeba pomyśleć również o wykorzystaniu słuchu, a nie tylko wzroku dla przekazania danych pilotowi.

Czerwone oświetlenie tablic nie jest wskazane z powodu światła ostrzegawczych i zmian wzroku z wiekiem.

#### Dziewięć lat stosowania tytanu — L. Schapiro, H. Leborbari (Douglas A. C.)

Douglas pierwszy w USA użył tytanu w 1948 roku dla tylnej części kadłuba doświadczalnego samolotu X3, po opianowaniu zagadnień związanych z obróbką tytanu. Na X3 użyto 849 części z tytanu (w częściach będzie występowała wysoka temperatura) o ciężarze 247 kG, co umożliwiło zaoszczędzenie 181 kG ciężaru. Następnie na samolocie DC-7 554 części o ciężarze 262 kG, a na DC-8 428 kG. Douglas zużywa rocznie 2000 ton tytanu na 25 000 ton produkowanych w USA. Koszt kG tytanu spadł z 62 do 42 \$, ale cena jego jest zbyt wysoka, aby uzasadnić użytkowanie na samolotach cywilnych, pomimo że ogranicza się ono do części, gdzie temperatura pracy stwarza, że jest on najkorzystniejszy.

Podczas eksploatacji DC-7 zachowanie się części z tytanu było zupełnie zadowalające. Tytan wykazał czułość na zawartość wodoru i pewne skłonności do powstawania pęknięć. Były bardzo duże trudności z użyciem tytanu na nity i śruby. Obecnie opianowano zagadnienie produkcji śrub z tytanu, ale śruby ze stali o wysokiej wytrzymałości są korzystniejsze.

W dyskusji podano, że odkuwki z tytanu dają wyniki zadowalające; użyto 7 kG odkuwek na DC-8. Mimo że tytan odkryty był 30 lat przed aluminium, trudności produkcyjne zapewne opóźniły jego szerokie zastosowanie. Była robiona próba skonstruowania całego skrzydła z tytanu i uzyskano 14% oszczędności w stosunku do aluminium.

#### Człowiek-pilot jako operator samolotu — dr med. T. C. T. Whiteside (RAF)

Autor, lekarz — w porównaniu maszyny z człowiekiem dochodzi do wniosku, że maszyna lepiej od człowieka wykonuje z góry ustalone czynności, ale człowiek potrafi wyciągnąć wnioski, pobierać decyzje i bardziej zdecydowanie je przeprowadzać, nie zawsze wykorzystując z góry ustalone środki i dlatego trzeba dostosować samolot i jego urządzenie do możliwości, wad i zalet człowieka. Prędkość wprowadza więcej zakłóceń i szybsze zmiany zewnętrznych pobudek, które wprowadzają zagadnienia fizjologiczne. Czas reakcji i spostrzegawczości zmienia się w granicach 1/4—1 sek i więcej, w zależności od psychicznego przygotowania i wymaganej reakcji mózgowej.

Zdaniem autora człowiek potrzebny jest do pilotowania samolotów myśliwskich z pociskami, bombardowania niskich celów nieznanych i transportu. W ogóle decyzja o zastosowaniu człowieka jako pilota zależy od tego, jak dalece jest wymagana „elastyczność“ w wykonaniu danego zadania.

W dyskusji zwrócono uwagę, że największą wadą człowieka jest tendencja do łatwego tracenia orientacji.

Na wysokościach ponad 15 000 m lot z widocznością Ziemi jest trudny, gdyż inaczej wygląda horyzont i wówczas pilot automatyczny względnie lot na przyrządy jest celowy.

W. F.

Inż. JANUSZ LEMPKE

## Lotnictwo na Wystawie Tworzyw Sztucznych

Wystawa tworzyw sztucznych zorganizowana przez NOT w Muzeum Techniki w Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie w okresie 9. XI. 57 r. — 9. II. 58 r. była pierwszą wystawą zakrojoną na skalę ogólnopolską, ukazującą w skromnym co prawda zakresie powstawanie, proces fabrykacji i zastosowanie przedmiotów z tworzyw sztucznych, znajdujących coraz większe zastosowanie w przemyśle, jak i w życiu codziennym.

W sposób przejrzysty i zarazem dydaktyczny ujmowała ona niemal wszystkie gałęzie związane z produkcją tworzyw sztucznych, które reprezentowane były przez poszczególne stoiska i zilustrowane na ogólnej tablicy powstawania tworzyw sztucznych. Tablica ta umieszczona na środku ściany w głębi sali w sposób bardzo przystępny zapoznawała zwiedzających z podstawowymi surowcami naturalnymi, otrzymywanymi z nich półfabrykatami i powstającymi przez ich łączenie różnorodnymi tworzywami sztucznymi, jak poliamidy, polistyreny, aminoplasty, galalita i wiele temu podobnych. Każde stoisko zamykało się w pewnej całości. Zawierało ono od góry dużą planszę z narysowanym kolorowo schematem procesu technologicznego, poniżej planszę na szkle pokazującą budowę chemiczną cząsteczki danego tworzywa, tabliczkę zawierającą podstawowe właściwości oraz eksponaty w rozmaitych formach, jak półfabrykaty, drobne elementy maszyn i urządzeń bądź też całe aparaty.

Przechodząc do tematu zasadniczego, uwagę zwracając tu między innymi przedmioty stosowane lub mające dużą przyszłość w zastosowaniu do produkcji lotniczej. Przykładem tego są następujące eksponaty:

1. Przegrody skrzydła samolotu MD-12 konstrukcji prof. dr F. Miszta i prof. inż. L. Dulęby, wykonane przez Instytut Lotnictwa metodą beżciśnieniową z żywicy epoksydowej i żywicy poliestrowej na osnowie włókna ze szkła nieorganicznego (rys. 1). Obok tych przegród znajdują się również fotele wykonane w Instytucie Tworzyw Sztucznych tą samą metodą, która w przypadku zastosowania do budowy elementów konstrukcyjnych samolotu przyczyniła się do uproszczenia i potania wykonawstwa — podobnie jak jest ona rozpowszechniona za granicą.

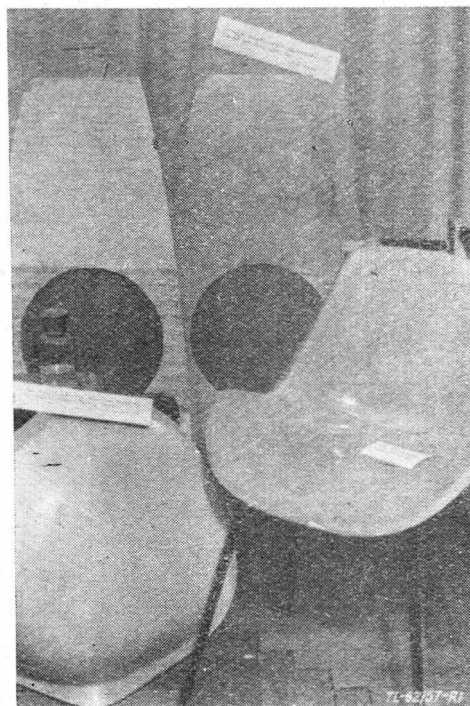
2. Foremniki do wykształcania blach w prasach tunelowych przy użyciu stempli gumowych, wykonane w I. Lot. — zbudowane w części górnej z żywicy epoksydowej na osnowie z włókna szklanego i rdzenia również z żywicy epoksydowej z wypełniaczem ceramicznym (związki krzemowe). Proces wykonania foremnika poza łatwością tłoczenia jest mało pracochłonny (8 roboczogodzin dla foremnika o wym. 400x400 mm); sam foremnik jest lekki i daje duże oszczędności materiałowe.

3. Przekrój łopaty (rys. 2) nowego śmigłowca „Trzmiel“ skonstruowanego przez inż. Kotlińskiego z zespołu inż. Zurakowskiego w I. Lot., przy czym pokazano tu ciekawe łączenie dźwigara i pianki wypełniającej z polichlorku winylu z wewnętrzną stroną blachy pokrywowej, które daje w ten sposób konstrukcję prostą, mocną i technologicznie łatwą do opanowania.

4. Próbkę klejenia blach duralowych wykonaną w I. Lot. systemem „sandwich“ w układzie plastra miodu, przy użyciu klejów epoksydowych na gorąco.

5. Klejenie płytek duralowych ze szkłem organicznym oraz płytek ogniwa stalowego wykonanego w I. T. S., którego wytrzymałość na rozierwanie wynosi 300 kG/cm<sup>2</sup>. Pomimo że podane sposoby łączenia metali znajdują się w stadium doświadczalnym, niemniej dają one nadzieję rychłego zastosowania ich w produkcji na szeroką skalę.

6. Próbkę szkła organicznego — metakrylan metylu (rys. 3) — wystawione przez Zakłady Syntezy Chemicznej w Oświęcimiu — demonstrowane były przez gotowe płyty i surowiec w stanie nieobro-

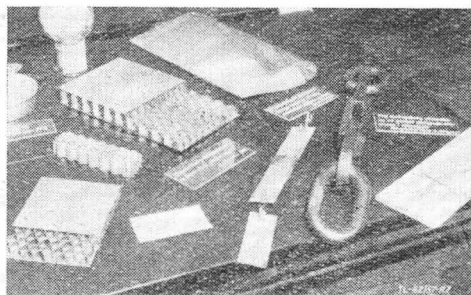


Rys. 1. Przegroda skrzydła samolotu MD-12 przy zbiorniku paliwa i fotele z żywicy poliestrowej wykonane metodą beżciśnieniową

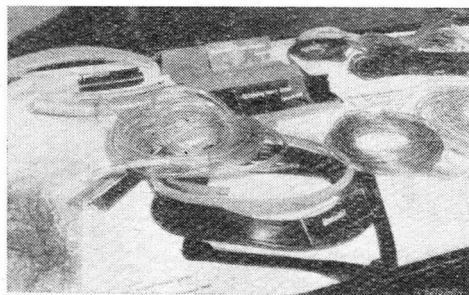
bionym. Dotychczas szkło organiczne potrzebne do produkcji samolotów sprowadzane było z zagranicy. Obecnie krajowy przemysł chemiczny zdolny jest częściowo pokryć zapotrzebowanie na ten materiał i dostarcza on szkło do budowy samolotów lekkich i szybowców.

7. Lakier i olej silikonowy oraz kauczuk silikonowy. Główną zaletą lakierów silikonowych jest wytrzymałość na wysoką temperaturę — sięgającą do 400°C, pozwalającą na zastosowanie w ośrodkach z dużymi przyrostami temperatury. Oleje silikonowe mogą pracować w temp. 250°C. Kauczuk ten pracuje w zakresie od -60° do +250°C i jest zatem cennym materiałem stosowanym do wyrobu uszczelki.

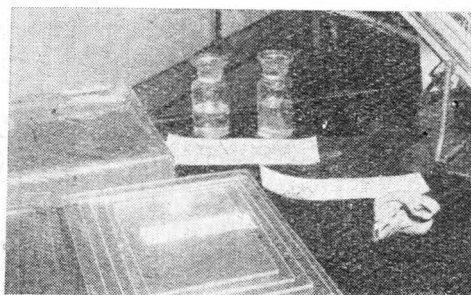
8. Bogaty asortyment wyrobów z polichlorku winylu — znanym pod nazwą „igelit“ oraz „winidur“ — (rys. 4 i 5), reprezentowany był przez firmę „Dynamit“ z NRF, która dostarczyła uszczelki,



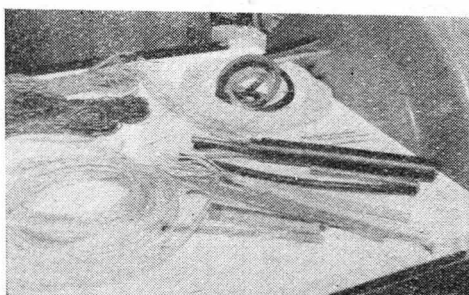
Rys. 2. Przekrój łopaty śmigłowca, próbki łączenia blach duralowych i ogniwa stalowego za pomocą kleju epoksydowego na gorąco



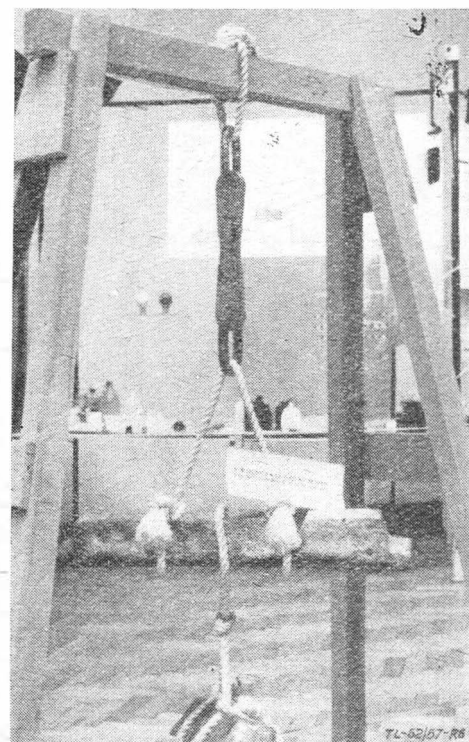
Rys. 4. Uszczelki, kable koncentryczne, okładziny ramy drzwi, stopni schodów i okładziny poręczy z polichlorku winylu



Rys. 3. Próbkę szkła organicznego w płytkach i w kawałku oraz lakier, olej i kauczuk silikonowy



Rys. 5. Rurki z polichlorku winylu, kable i przewody w izolacji z polichlorku winylu



Rys. 6. Stojak z zawieszonym ogniwnem stalowym, łączonym klejem epoksydowym z zawieszonym u dołu ciężarem

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. I	4	okł.	P. Konstr.
J. Kieroński	Spawanie tytanu i jego stopów	4	108	
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. II	5	okł.	P. Konstr.
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. III	6	okł.	P. Konstr.
M. Kwiatkowski	Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych	6	okł.	P. Konstr.
<b>Organizacja produkcji</b>				
T. Wiślicki	Metody pomiarów w budowie samolotów i oprzyrządowania produkcji	2	44	Prod.
A. Skarbiński	Techniczne możliwości obniżenia kosztu szybowca	5	146	Prod.
<b>Eksploatacja</b>				
R. Witkowski	Śmigłowiec jako środek transportu szybowców	6	179	
<b>Produkcja (prod.)</b>				
T. Wiślicki	Metody pomiarów w budowie samolotów i oprzyrządowania produkcji	2	44	
J. Kieroński	Spawanie tytanu i jego stopów	4	108	
Z. Mrugalski	Projektowanie skal przyrządów pomiarowych	5	138	
A. Skarbiński	Techniczne możliwości obniżenia kosztu szybowca	5	146	
<b>Ludzie i zdarzenia</b>				
S. Mosica	Wydzielona Grupa Konstrukcyjna CSS	2	54	
Z. Gryglicki	Stefan Drzewiecki	3	82	
J. Tuszyński	Z przedwojennych dziejów Techniki Lotniczej	4	112	
<b>Notatnik użytkownika</b>				
S. Madeyski	Drobne, luźne elementy powodują wadliwy montaż przegubu	1	27	
S. Madeyski	Przetawione przewody instalacji hydraulicznej	3	85	
W. Pawłowski	Pasty do polerowania szkła organicznego	4	116	
<b>Nasz reportaż (N. B.)</b>				
W. Fiszdron	Sprawozdanie z VI Anglo-Amerykańskiej Lotniczej Konferencji (naukowo-techn.) w Folkestone, 9—12 września 1957	1	22	
J. Lempke	Lotnictwo na Wystawie Tworzyw Sztucznych	1	26	
T. Vorbrodt	Konferencja technologiczna w Moskwie	2	55	
S. Madeyski	XXVII Międzynarodowe Targi Poznańskie 9—22 czerwca 1958 r.	3	61	
S. Madeyski	Reportaż fotograficzny z XXVII MTP	4	114	
R. Lewandowski	Sprawozdanie z VII Kongresu OSTIV Leszno — Osieczna 1958	5	149	
	Ciekawostki techniczne z wystawy w Farnborough	6	184	
<b>Skrzynka techniczna</b>				
	Errata do art. prof. J. Lipki „Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym”	3	86	
	Korespondencja w sprawie wzmianki recenzyjnej w zesz. 3 „Prac Instytutu Lotnictwa”	4	118	
<b>Przeglądamy usprawnienia</b>				
S. Madeyski	Opisy usprawnień i udoskonaleń aktualnych w przemyśle lotniczym	1	28	
		2	56	
		3	87	
		4	119	
		5	152	
		6	183	
<b>Na półkach księgarskich</b>				
	Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym	1	30	
		2	57	
		3	89	
		4	121	
		1	186	
<b>Kronika</b>				
	Kronika Koła Lotniczego SIMP, komunikaty, okólniki, konferencje itp.	3	90	
<b>Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa</b>				
		1	3	
		2	59	
		3	91	
		4	123	
		5	155	
		6	187	
<b>Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”</b>				
H. Zatyka	Spawanie w konstrukcjach lotniczych	1	okł.	Techn.
H. Zatyka	Technologia metod spawania i sprzęt spawalniczy	2	okł.	i mat.
H. Zatyka	Spawanie w konstrukcjach lotniczych	3	okł.	„
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. I	4	okł.	„
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. II	4	okł.	„
H. Zatyka	Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. III	6	okł.	„
M. Kwiatkowski	Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych	6	okł.	„

# TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

WYDAWNICTWA NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

## Spis treści za rok 1958

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
	<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>			
	Dziesięciolecie powojennej pracy Redakcji . . . . .	1	1	
	Przed Szybowcowymi Mistrzostwami Świata . . . . .	2	33	
S. Madeyski . . . . .	XXVII Międzynarodowe Targi Poznańskie 8—22 czerwca 1958 r. . . . .	3	61	
R. Lewandowski . . . . .	Po Szybowcowych Mistrzostwach Świata — Leszno 1958 . . . . .	4	93	
J. Bukowski . . . . .	Wnioski z testamentu Czesława Witoszyńskiego w dziesiątą rocznicę zgonu . . . . .	5	125	
	O szybszy postęp techniczny w naszym szybownictwie . . . . .	5	126	
	Sprawozdanie z VII Kongresu OSTIV Leszno — Osieczna 1958 . . . . .	5	149	N. R.
	Naszym zdaniem . . . . .	6	167	
	<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>			
A. Tarnogrodzki . . . . .	Kilka uwag o płatach strumieniowych . . . . .	3	63	
E. Rác i L. Varga . . . . .	Najkorzystniejsze warunki wznoszenia myśliwskich samolotów odrzutowych . . . . .	3	78	
A. Morelli . . . . .	Badania tunelowe nowego typu usterzenia szczelinowego . . . . .	5	131	
J. Sandauer . . . . .	Obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze — w świetle polskich przepisów wytrzymałościowych . . . . .	5	134	
R. Aleksandrowicz, W. Łucjanek . . . . .	Pomiary sztywności szybowców . . . . .	6	158	
W. Szemplińska, R. Aleksandrowicz, J. Maryniak . . . . .	Próby rezonansowe szybowców . . . . .	6	162	
J. Kaniewska . . . . .	Polskie wymagania wytrzymałościowe dotyczące budowy szybowców — w świetle przepisów szybowcowych innych krajów . . . . .	6	173	
	<b>Konstruowanie maszyn latających</b>			
E. Stankiewicz . . . . .	Wpływ małych zmian konstrukcyjnych na częstość drgań własnych . . . . .	1	2	
J. Koźniewski . . . . .	Maszyny pionowego startu i lądowania . . . . .	1	6	
R. Lewandowski . . . . .	Próby zmęczeniowe w zbiorniku wodnym . . . . .	4	119	N. T.
W. Nowakowski . . . . .	Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystaniu kominów termicznych . . . . .	5	127	
A. Morelli . . . . .	Badania tunelowe nowego typu usterzenia szczelinowego . . . . .	5	131	
J. Sandauer . . . . .	Obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze — w świetle polskich przepisów wytrzymałościowych . . . . .	5	134	
R. Zatwarnicki . . . . .	Rozwój myśli konstrukcyjnej w budowie okuć nośnych skrzydła w SZD . . . . .	5	143	
R. Aleksandrowicz, W. Łucjanek . . . . .	Pomiary sztywności szybowców . . . . .	6	158	
W. Szemplińska, R. Aleksandrowicz, J. Maryniak . . . . .	Próby rezonansowe szybowców . . . . .	6	162	
J. Gedeon . . . . .	Pomiary obciążeń występujących podczas lądowania szybowca . . . . .	6	168	
I. Kaniewska . . . . .	Polskie wymagania wytrzymałościowe dotyczące budowy szybowców — w świetle przepisów szybowcowych innych krajów . . . . .	6	173	N. R.
	Ciekawostki techniczne z wystawy w Farnborough . . . . .	6	184	
	<b>Silniki lotnicze</b>			
A. Kowalewicz . . . . .	Ogólne uwagi o silniku strumieniowym . . . . .	2	40	
A. Kowalewicz . . . . .	Przepływy ze spalaniem detonacyjnym . . . . .	4	94	
	<b>Osprzęt i wyposażenie</b>			
T. Vorbrodt . . . . .	O uszczelnieniach złącz gwintowych w lotniczych instalacjach energetycznych i paliwowych . . . . .	1	16	
R. Calikowski . . . . .	Sztuczny korund jako tworzywo na panewki lotniczych przyrządów pokładowych . . . . .	2	34	
K. Kunachowicz . . . . .	Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych, cz. I . . . . .	2	37	
K. Kunachowicz . . . . .	Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych, cz. II . . . . .	3	71	
K. Kunachowicz . . . . .	Elektroniczne wyposażenie nowoczesnych samolotów cywilnych (dokończenie) . . . . .	4	100	
Z. Mrugalski . . . . .	Projektowanie skal przyrządów pomiarowych . . . . .	5	138	
J. M. . . . .	Elektryczny zakrętornierz szybowcowy typu ZS-1 . . . . .	5	151	
J. Gedeon . . . . .	Pomiary obciążeń występujących podczas lądowania szybowca . . . . .	6	168	N. T.
	<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>			
H. Zatyka . . . . .	Spawanie w konstrukcjach lotniczych . . . . .	1	okł.	P. Konstr.
H. Zatyka . . . . .	Technologia metod spawania i sprzęt spawalniczy . . . . .	2	okł.	P. Konstr.
H. Zatyka . . . . .	Spawanie w konstrukcjach lotniczych . . . . .	3	okł.	P. Konstr.

kable koncentryczne, fragment aparatu do transfuzji krwi, okładziny rami drzwi i stopni schodów. Dolnośląskie Zakłady Tworzyw Sztucznych wystawiły kable i przewody oraz rurki izolacyjne szeroko stosowane w naszych instalacjach samolotowych i tkaniny powlekane warstwą polichlorku winylu, często spotykane w handlu pod nazwą „dermatoid“, które także służą do wyposażania wnętrza samolotów. Wspomniane okładziny, ze względu na swoje kształty i łatwość formowania mogą znaleźć podobne przeznaczenie. Pokazano tu również płyty piankowe z polichlorku winylu — będące dobrym materiałem termicznie izolacyjnym i zarazem dźwiękochłonnym. Warto tu również wspomnieć o wystawianych eksponatach z winiduru — (wyroby twarde z polichlorku winylu), które pokazane były w zastosowaniu do urządzeń wodnych i innych transportujących płyny. Ze względu na własności fizyczne i chemiczne oraz na prostotę łączenia poszczególnych elementów ze sobą przez spawanie palnikiem wydmuchującym gorące powietrze — może on również znaleźć zastosowanie do wykonywania na przykład samolotowych zbiorników paliwa lub cieczy odładzającej czy też płynów hydraulicznych.

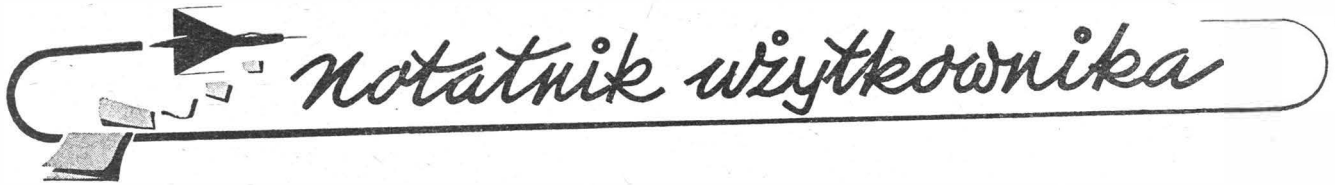
W pozostałych stoiskach było wiele innych, również ciekawych eksponatów, jak folie polietylenowe (próbka pochodzenia zagranicznego), używane obecnie za granicą do wyrobu balonów; elementy maszyn, koła zębate, wianuszki do łożysk kulkowych z poliamidów, które również mogą mieć zastosowanie i duże znaczenie dla lotnictwa, zwłaszcza że materiały te wykazują dużą odporność na ścieranie. Był tam również styropor — materiał termoizolacyjny o budowie piankowej, znacznie lżejszy od wspomnianej pianki z polichlorku winylu; wyroby z tłoczyw fenolowych znane pod nazwą „bakelit“, jak części aparaty elektryczne, tarcze ciernie sprzęgłowe i hamulcowe; wyroby z galaitu — przeznaczone dla urządzeń radiowych i telefonicznych oraz z acetylocelulozy w postaci elemen-

tów wyposażeniowych tablicy samochodu „Warszawa“. Nie zapomniano również o tkaninach z włókien celulozowych, których pokazany asortyment był interesujący.

W stoisku z literaturą pokazane były drobne broszury, prospekty i Biuletyn I. T. S., Biura Projektów Przemysłu Farb i Lakierów. Znajdowały się tam również ciekawe pozycje zagraniczne w języku angielskim, francuskim i niemieckim dotyczące tej dziedziny. Wśród nich stało kilka aparatów pomiarowych służących do badania niektórych właściwości tworzyw sztucznych. U góry zamieszczone były ciekawe plansze porównawcze tych właściwości. Zestawiono tu materiały pod względem wytrzymałości cieplnej, udarowości, wytrzymałości na zginanie oraz wytrzymałości elektrycznej na przebicie i oporności powierzchniowej.

Poza tym ustawione były na sali maszyny, które jednocześnie dawały pokaz tłoczenia i wtryskiwania surowych tworzyw, z których od razu wychodziły gotowe elementy, opodal spawarki wielkiej częstotliwości do zgrzewania i obróbki folii z polichlorku winylu, stojak z zawieszonym ogniwem stalowym poddanym próbie obciążenia (rys. 6), maszyna do otrzymywania nici styronowych oraz model fabryki do produkowania jedwabiu celulozowego metodą wiskozową. Pokazano także karoserię samochodu osobowego „P-70“ produkcji NRD oraz łódź wykonaną tą samą metodą.

Spodziewamy się, że wystawa, jaką mieliśmy możliwość obejrzeć, przyczyni się do większego spopularyzowania tej dziedziny chemii nie tylko w Warszawie, ale i w całym kraju, powodując większe zainteresowanie produkcją i zastosowaniem tworzyw, przyczyniając się jednocześnie do coraz to częstszego zastępowania wielu materiałów deficytowych sprowadzanych dotychczas z zagranicy dla potrzeb ciągle rosnącego naszego przemysłu, a w tym także przemysłu lotniczego.

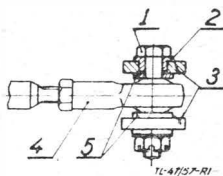


## Drobne, luźne elementy powodują wadliwy montaż przegubu

Wzmianka zamieszczona poniżej jest opracowana na podstawie materiałów zagranicznych przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego.

Podczas dokonywania przeglądu mechanizmów układu sterowania pewnego samolotu bojowego stwierdzono nieprawidłowe działanie popychaczy spowodowane niewłaściwym złożeniem przegubowych połączeń popychaczy i dźwigni.

Taki przegub jest zasadniczo bardzo prostym i nieskomplikowanym połączeniem, jednakże konstruktor przewidział w połączeniu tym zastosowanie kilku, luźno zakładanych, podkładek dystansowych, które właśnie stały się przyczyną wskazanej powyżej niesprawności połączenia.



Rys. 1

Według zamierzeń konstruktora (rys. 1) przegub był utworzony przez sworzeń śrubowy (1), przetknięty przez otwory w krótkich tulejkach (2) w widełkach (3) dźwigni i zaopatrzoną w łożysko toczne nastawną końcówkę (4) popychacza. W celu utrzymania popychacza w osi symetrii widełek pomiędzy ściankami wewnętrznego pierścienia łożyska tocznego i ściankami widełek wstawiono, luźno na sworzniu osadzone, podkładki dystansowe.

Takie rozwiązanie nie było prawidłowe. Zupełnie niepożrebnie utrudniało czynności montażowe podczas łączenia popychacza z dźwignią, zwłaszcza w miejscu, gdzie dostęp był bardzo ograniczony.

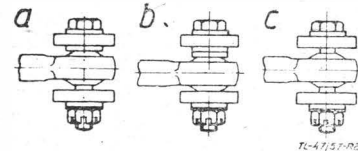
Analiza wielu takich przegubów na kilkunastu samolotach tego typu, dokonana w związku ze stwierdzeniem niewłaściwego złożenia przegubu wykazała, że spotykano trzy najbardziej typowe błędy, wynikające ze stosowania tych luźnych podkładek dystansowych (rys. 2):

1) wkładano tylko jedną podkładkę dystansową, drugą zagubiono (rys. 2a),

2) umieszczano obydwie podkładki przy jednej ściance widełek (rys. 2b),

3) nie umieszczano w ogóle podkładek dystansowych (rys. 2c).

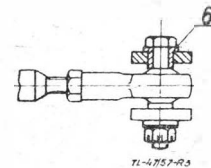
Wskazane błędy powodowały nieprawidłową pracę układu



Rys. 2

sterowania, zakleszczanie popychacza w widełkach dźwigni oraz niewłaściwe obciążenie sworznia, które doprowadzały do występowania objawów zmęzeniowych uszkodzeń sworznia wywołanych obciążeniami skrętnymi.

W celu zapobieżenia występowania takich błędów, które są wynikiem znanych ludzkich wad oraz niedoskonałości, jak na przykład: zmęczenie fizyczne, niewygodna pozycja przy pracy lub brak poczucia odpowiedzialności, mała staranność — zaproponowano rozwiązanie przedstawione na rys. 3. W otwory widełek (3) dźwigni wprasowano tulejki (6) odpowiedniej długości, które są unieruchomione w wideł-



Rys. 3

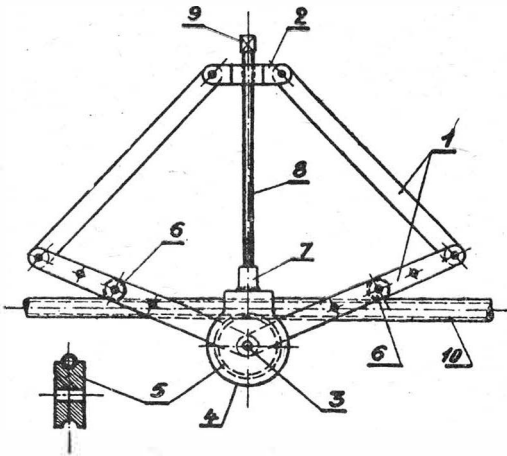
kach i stanowią dokładne obramowanie wewnętrznego pierścienia łożyska tocznego końcówki popychacza. Przy montażu przegubu pracownik nie musi pamiętać o nasuwaniu luźnych podkładek i nie istnieje możliwość błędnego ich założenia. Brak elementów luźnych, które zawsze mają dziwną „tendencję“ do wypadania z rąk i gubienia się w zakamarkach konstrukcji samolotu — jest główną zaletą tego prostego i celowego rozwiązania.

# PRZEGLĄDAMY USPRAWNINIENIA

## Przyrząd do gięcia rur

(Kl. 7 c; Nr 0-2472; Z. Nr 19) Józef Wołoszyn  
i Gehard Rozenbajgier

Przedstawiony na rysunku przyrząd do gięcia rur jest pewnego rodzaju odmianą powszechnie używanych do tego celu przyrządów, jest on stosunkowo łatwy do wykonania i wymaga niedużego wysiłku fizycznego przy obsłudze.



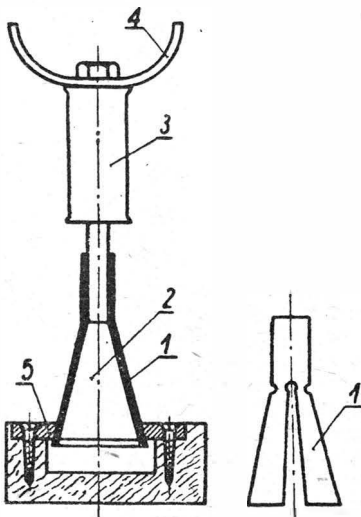
Przyrząd ten składa się z podwójnego układu drążkowego 1, połączonego przegubowo z jednej strony z poprzeczką 2, a z drugiej strony drążki nasunięte są na sworzень 3, umieszczone w uchwycie 4. Wewnątrz uchwytu znajduje się rolka 5, osadzona również na sworzniu 3. Rolka ta jest wymienna i żłobkowana odpowiednio do średnicy zewnętrznej giętej rury. Podobne rolki 6 o nieco mniejszej średnicy umieszczone są w dolnych drążkach układu 1, które mają kilka otworów w celu przestawiania rolek 6 stosownie do promienia gięcia. Do uchwytu 4 przypawana jest obsadka 7, w której zamocowana jest obrotowo śruba 8 przechodząca przez nakrętkę w poprzeczce 2 i zakończona łbem 9. Przy gięciu umieszcza się rurę 10 w położeniu pokazanym na rysunku i za pomocą klucza obraca się śrubę 8, powodując zbliżenie się uchwytu 4 wraz z rolką 5 do poprzeczki 2 tak, aby otrzymać pożądany promień gięcia.

Za pomocą tego przyrządu, rury o niedużych średnicach zgina się na zimno bez nabijania piaskiem w znacznie krótszym czasie niż bez tego przyrządu.

## Dzwon do zwalniania i wyciągania modelu z formy

(Kl. 31 c; Nr 0-2493; Z. Nr 19) Sandor Berczesi (Węg. R. L.)

Do zwalniania i wyciągania modelu z formy stosowano dotychczas stalowy uchwyt zakończony kołcem, który przy



każdorazowym użyciu uszkadzał model, na skutek czego ulegał on całkowitemu zniszczeniu po dłuższym użytkowaniu.

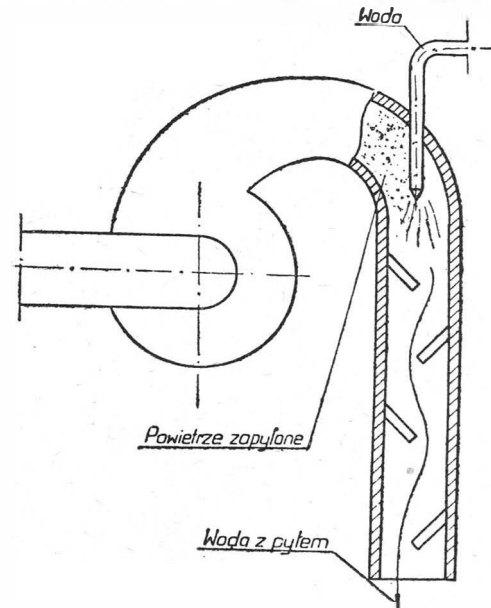
Tego rodzaju uchwyt zastępuje w myśl usprawnienia dzwon zwalnający, pokazany na rysunku. Dzwon według usprawnienia usuwa całkowicie dotychczasowe niedogodności, towarzyszące wyciąganiu modelu z formy, w związku z czym trwałość modeli odlewniczych znacznie się zwiększa.

W model wmontowuje się dużą okrągłą tarczę z wykrojem stożkowym zamiast stosowanej dotychczas płytki prostokątnej, wykonanej z płaskownika. Odpada dzięki temu pracochłonne osadzanie płytki prostokątnej w dopasowanym do jej kształtu wydrążeniu modelu. Wytoczenie, potrzebne do umieszczenia okrągłej tarczy, można uzyskać przez nawiercenie modelu w odpowiednim miejscu wiertłem samocentrującym w ciągu dosłownie kilku sekund. W przypadku zużycia tarczy można ją stosunkowo szybko wymienić.

Przyrząd według usprawnienia składa się z naciętego dzwonu stalowego 1 w kształcie stożka, z urządzenia zwierającego w postaci drewnianego stożka 2 oraz z drewnianej nasady 3 wraz z uchwytem 4.

Sposób posługiwania się przyrządem jest opisany poniżej.

Nacięty dzwon 1 ściska się ręką i wkłada łącznie ze stożkowym drążkiem 2 do stożkowego otworu w tarczy 5, zamocowanej na modelu. Po zwolnieniu nacisku ręki stalowy sprężysty dzwon 1 rozpręża się i przy podniesieniu wspomnianego drążka za pośrednictwem umieszczonego na nim uchwytu 4 jego stożkowa część rozwiera dzwon 1 w ten sposób, że powoduje dokładne usztywnienie całego zespołu, umożliwiające obluźowanie modelu. Pociągając za uchwyt 4 przyrządu model można bez trudności wyciągnąć z formy.



Wyjmowanie dzwonu z modelu przeprowadza się w podobny sposób. Po wypuszczeniu z ręki nasady drążek spada samoczynnie do otworu pod tarczą, umożliwiając ściśnięcie dzwonu i jednoczesne wyciągnięcie obu części na zewnątrz.

Przyrząd nadaje się do zwalniania zarówno modeli drewnianych, jak i metalowych.

W przypadku modeli odlewniczych o dużych rozmiarach, wyciąganych z formy przy użyciu dźwigu, należy przymocować do górnego końca stożkowego drążka pierścień podwieśny, pozwalający zaczepić bez trudności łańcuch urządzenia dźwigowego.

Zaletą opisanego przyrządu, rozpatrywana na tle dotychczasowych sposobów wyjmowania modeli odlewniczych z form przy użyciu różnego rodzaju uchwytów, polega na tym, że dzwon według usprawnienia styka się z modelem w czasie wyciągania go z formy wzdłuż całego obwodu stożkowego tarczy uchwytowej, dzięki czemu odnośna operacja przebiega bardziej niezawodnie niż w przypadku stosowania uchwytu kołcowego, który chwytka model tylko w jednym punkcie.



**Pochłaniacz pyłu**

(Kl. 36 d; Nr 0-2496; Z. Nr 19) Józef Godzik

Z pomieszczenia do oczyszczania odlewów strumieniem piasku usuwano zapyłone powietrze za pomocą wentylatora na zewnątrz budynku. Wyrzucany pył dostawał się częściowo przez otwarte okna do sąsiednich pomieszczeń.

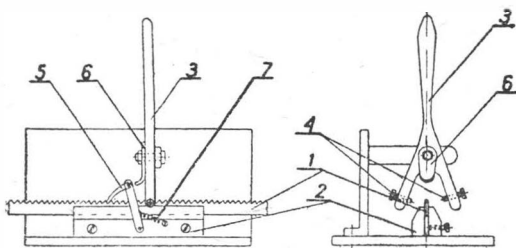
Przy wyciągu powietrza projektodawca zastosował urządzenie pokazane na rysunku, w którym zapyłone powietrze jest spryskiwane wodą, dzięki czemu pył spływa wraz z wodą do kanału, a czyste powietrze uchodzi na zewnątrz.

Usprawnienie przyczynia się do polepszenia warunków higienicznych.

**Przyrząd do rozwodzenia zębów w piłach taśmowych**

(Kl. 38 a; Nr 0-2499; Z. Nr 19) Kazimierz Kudlicki

Wykonany według usprawnienia przyrząd, przedstawiony na załączonym rysunku, umożliwi szybkie i dokładne rozwodzenie zębów w piłach taśmowych.



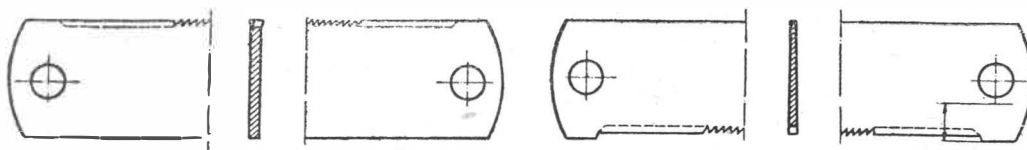
Sposób działania przyrządu jest następujący: piłę taśmową 1 umieszcza się w prowadnicy 2 i wychyla się dźwignię 3 z położenia pionowego ruchem wahadłowym do oparcia jej rozwidlonych końców o prowadnicę 2. Umieszczone w rozwidleniu zderzaki 4 trafiają na jeden z zębów i dokonują jego odgięcia o wielkość kąta w zależności od ustawienia zderzaków.

Przesuwanie piły w prowadnicy odbywa się samoczynnie za pomocą zapadki 5, która przy każdym ruchu dźwigni jest popychana nakładką 6 i przesuwą piłę o jeden ząb, cofana zaś jest w położenie poprzednie sprężyną 7.

**Sposób wykorzystania zużytych pił do metalu przez szlifowanie ich na kształt o przekroju klinowym**

(Kl. 49 c; Nr OU-491; Z. Nr 19) Stanisław Zwierzchowski

Wiadomo że piły do metalu po kilkurazowym zaostreniu stają się niezdatne do użytku, ponieważ piła bez rozgięcia zębów zaciera się podczas pracy.



Według projektu piłę regeneruje się przez nieznaczne zeszlifowanie bocznych płaszczyzn, tak że w przekroju poprzecznym piła ma kształt klina zwróconego podstawą w stronę zębów. Rysunek z lewej strony przedstawia normalną piłę z rozgiętymi zębami, z prawej zaś strony — piłę zeszlifowaną wg projektu.

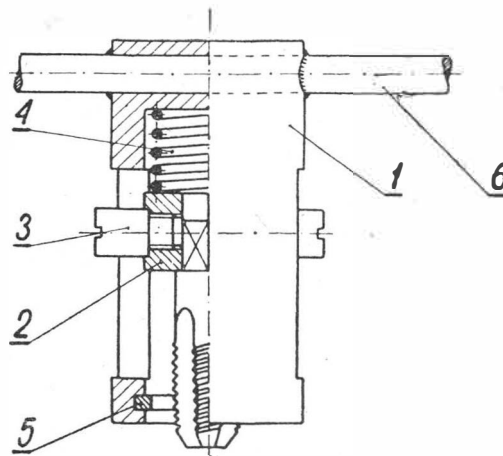
Udoskonalenie wypróbowane w warunkach eksploatacyjnych przedłuża kilkakrotnie żywotność piły, gdyż nacinanie zębów możliwe jest na szerokości b. ograniczonej tylko otworami mocującymi piłę.

**Przyrząd do prostego prowadzenia gwintownika w stosunku do ścianki przedmiotu**

(Kl. 49 e; Nr 0-2519; Z. Nr 19) Władysław Piasecki

W celu ułatwienia prawidłowego nagwintowania otworu ręcznym gwintownikiem stosuje się różnego rodzaju przyrządy pomocnicze.

Zastosowany w myśl usprawnienia, przedstawiony na rysunku przyrząd do prostego prowadzenia gwintownika, składa się z tulei prowadzącej 1, zaopatrzonej w dwie podłużne szczeliny,



z prowadnika 2, mogącego się przesuwac wewnątrz tulei 1, zaopatrzonego w kołki zabierakowe 3 oraz w kwadratowy otwór do umieszczenia w nim gwintownika, ze sprężyny 4, wypychającej prowadnik, z zabezpieczającego pierścienia rozprężnego 5 oraz z pokrętła 6.

Właściwe ustawienie gwintownika otrzymuje się przez dociśnięcie czołowej płaszczyzny tulei 1 do przedmiotu. Ruch obrotowy tulei 1 przenosi się na prowadnik 2 za pośrednictwem kołków 3. Wstępny nacisk w początkowej fazie gwintowania otworu wywierany jest na gwintownik przez sprężynę 4. Po zagłębieniu się gwintownika w otworze, gwintownik już dalej samoczynnie wciągany jest w otwór.

Przyrząd skracza czas gwintowania na skutek wyeliminowania prostopadłości gwintownika i umożliwia prawidłowe gwintowanie otworów.

**Wkrętak do odkręcania wkrętów z główką urwaną na przecięciu**

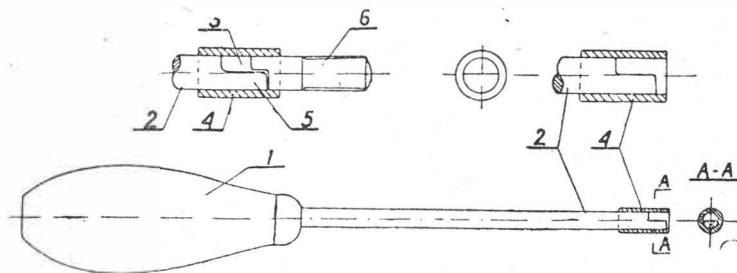
(Kl. 87 a; Nr 0-2533; Z. Nr 19) Henryk Podkowa

Przy odkręcaniu wkrętów w skrzynkach zaciskowych liczników bardzo często ułamuje się część główki wkręta na przecięciu. Wkręty takie trudno jest wykręcić za pomocą zwykłego wkrętaka a nawet kleszczami.

Wkrętak specjalny do odkręcania wkrętów z urwanym przecięciem, przedstawiony nazałączonym rysunku, składa

się z rączki 1 oraz trzpienia 2, na końcu którego umocowana jest specjalna oprawka 4. Koniec trzpienia 5 wewnątrz tej oprawki ma wykrój 3. Przy wykręcaniu wkręta 6 z ułamaną częścią na przecięciu, nasadza się oprawkę 4 na niec trzpienia 5 wcisnął się wkręt w ten sposób, żeby ko-

w w otwór powstały po urwanej części wkręta, co umożliwia uchwycenie pozostałej części główki wkręta i wykręcenie samego wkręta.



Dzięki zastosowaniu wkrętaka specjalnej konstrukcji, stanowiącego przedmiot usprawnienia, wykręcanie wkrętów ze złamaną główką na przecięciu nie przedstawia obecnie żadnych trudności, co pozwala na sprawniejszą i szybszą pracę przy licznikach.

S. M.



# na półkach księgarskich

Prace Instytutu Lotnictwa nr 3, zeszyt poświęcony zagadnieniom lakierniczym, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 68.

Zeszyt zawiera siedem prac, będących omówieniem badań przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa w związku z potrzebami przemysłu lotniczego w dziedzinie powłok lakierniczych do pokrywania płótna i elementów opłótnionych oraz metali w konstrukcjach lotniczych. Doc. mgr inż. Bolesława Mielnikowa i mgr inż. Stanisław Szaniewski opracowali następujące tematy: „Badania zmian lepkości nitrocelonów w zależności od jakości nitrocelulozy, rozpuszczalników oraz lepkości początkowej”, „Badanie powłok lakierniczych na metalu i drewnie” oraz „Badanie przyczyny powstawania otworków w nitrocelulozowych powłokach naniesionych na płótno oraz ustalenie technologii pokryć bezdziurkowych”. Doc. mgr inż. Bolesława Mielnikowa i chem. dypl. Janusz Łukasiewicz opracowali tematy: „Porównawcze badania powłok lakierniczych (na podłożu ze stopów aluminiowych) uzyskanych z produktów krajowych i importowanych, zawierających żywicę syntetyczną”. Mgr inż. Stanisław Szaniewski i Józef Krawczyk opracowali temat: „Próba zastosowania tworzywa poliamidowego do pokrywania płócien lotniczych”. Mgr Jarosław Młodecki opracował: „Uniepalnianie nitrocelonów lotniczych”. Mgr inż. Karol Körner opracował: „Alodynowanie — nowa metoda obróbki powierzchniowej aluminium i jego stopów”. Prace zawierają łącznie 72 rysunki, 50 tablic oraz wykazy piśmiennictwa obejmujące łącznie 50 pozycji. Każda praca posiada krótkie streszczenia w języku polskim, rosyjskim, francuskim, angielskim i niemieckim. Prace relacjonują o badaniach, z których większość ukończono w roku 1955 (jedną w lutym 1954 r.). Ukazanie się omówień w końcu 1957 r. nie świadczy o „lotniczym” tempie wydawnictwa. Wprawdzie zainteresowani otrzymali wyniki badań wcześniej, ale należałoby dążyć do skrócenia cyklu wydawniczego Prac Instytutu Lotnictwa, ponieważ przez to postronni odbiorcy poszczególnych zeszytów będą mogli szybciej zapoznać się, a tym samym wykorzystać wyniki omawianych badań. S. M.

**Drogi Lotnicze**, Władysław Araszewicz, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1956 r., stron 252.

Omawiany skrypt porusza zagadnienia, które są wprawdzie przeznaczone dla studentów Wydziału Komunikacji Politechniki Warszawskiej, ale mogą zainteresować wszystkich pracowników lotnictwa, zwłaszcza że Autor daje definicje wielu pojęć, które często są uważane — jak widać — błędnie za jednoznaczne, np. droga startowa, pas startowy lub droga lotnicza, trasa lotnicza, linia lotnicza, droga powietrzna oraz inne. Treść dzieli się na dziesięć rozdziałów, w których omówiono następujące tematy: porównanie rodzajów transportu; znaczenie i rozwój dróg lotniczych; pojęcia podstawowe; lotniska; przeszłość lotnictwa i ich oznakowanie; radio-nawigacja; radiolokacja i telewizja; lotniskowa służba meteorologiczna; oświetlenie dróg lotniczych; lądowiska; wyposażenie dróg lotniczych. W skrypcie znajdują się 168 rysunków i fotografii, 30 tablic z zestawieniami przydatnych informacji i danych technicznych oraz wykaz piśmiennictwa z 26 pozycjami książek i 8 pozycjami czasopism. Przy przeglądaniu skryptu nasunęły nam się następujące uwagi: stosowane są wyrażenia, które są rugowane w słownictwie lotniczym, np. wiraż, indyktor radiowysokościomierza, wybieg, łódź latająca... ląduje... itp.; zawiera wiadomości błędne: określenie doskonałości aerodynamicznej (str. 42), określenie kąta natarcia (str. 6) itp.; niezgodność tekstu z rysunkami: 8.34 i 8.35; słabe rysunki, np. nr: 10.34, 5.20, 5.21, 5.22; rysunki zbędne — niczego nie wyjaśniają, np. nr: 1.2, 1.3, 1.4, 3.10, 7.1; niewłaściwe skróty jed-

## Książki lotnicze PWT w r. 1958

Według otrzymanych informacji z Państwowych Wydawnictw Technicznych w 1958 roku ukażą się następujące książki o tematyce lotniczej:

**Balony** — Burzyński Z., Janik F., Pietraszek M.; ark. wyd. 13,0, ok. z 18.— Aerostaty, ich teoria, konstrukcja, lot. Balony wolne, na wawięzi, sondy, sterowce.

**Lotnicze silniki turbospalinowe** — Skubaczewski G. S., tłum. z ros., ark. wyd. 57,0, ok. z 80.— Konstrukcja i obliczanie zespołów i elementów wszystkich typów lotniczych silników turbospalinowych. Praca podstawowa, dla techników, studentów, konstruktorów i inżynierów.

**Narodziny samolotu** — Sołtyk W., ark. wyd. 14,0, ok. z 20.— Postawienie samolotu od ustalenia jego charakterystyk, przez projekt, model, badania, konstrukcję, budowę prototypu, próby, do organizacji produkcji.

**Od sztucznego satelity do stacji kosmicznej** — Wołczek O., Thor J., ark. wyd. 12,8, ok. z 18.— Jak wyrzucić satelitę na orbitę? Badania, trudności, sposoby ich przewyżczenia, rakiety wyrzucające, kon-

## Rejestracja rzeczoznawców

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich — na podstawie uchwały podjętej przez Zarząd Główny w dniu 21.XI.57 o wprowadzeniu tytułu rzeczoznawcy SIMP — prosi wszystkich inżynierów i techników-mechaników (niezależnie od tego czy są członkami naszego Stowarzyszenia) czy nie), którzy pełnią obowiązki rzeczoznawców w instytucjach lub wydają opinię w zakresie budowy i eksploatacji maszyn i urządzeń mechanicznych o zgłaszanie swego udziału w pracach rzeczoznawców SIMP. Koledzy, którzy chcieliby uczestniczyć w tego rodzaju pracach proszeni są o podanie swych nazwisk oraz danych personalnych zgodnie ze stosowanymi przez Zarząd Główny SIMP „arkuszami kwalifikacyjnymi” — do Sekretariatu Generalnego Stowarzyszenia. Arkusze te posiadają wszystkie oddziały naszego Stowarzyszenia.

Otrzymane od Kolegów dane przekazane zostaną powoła-

nostek: km/godz., sek., itp.; niektóre informacje przestarzałe (str. 8 — z 1943 r. — dane o wypadkach). Wskazane uchybienia jednakże nie umniejszają wartości skryptu, który ma poważną rolę w kształceniu kadr przyszłych pracowników komunikacji lotniczej. S. M.

**Konstrukcje odlewów**, prof. mgr inż. Michał Skarbiński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 544.

W omawianej książce podano zasady konstruowania odlewów. Materiał zawarty w książce może być bardzo pożyteczny dla konstruktorów lotniczych, zwłaszcza że w tekście zawarto bardzo liczne przykłady z dziedziny lotnictwa (elementy odlewane silników zarówno tłokowych, jak i odrzutowych oraz samolotów). Treść książki dzieli się na osiem części, w których poruszono następujące tematy: metody technologiczne wytwarzania odlewów, ogólna koncepcja budowy odlewów, konstrukcja odlewów ze względu na ich wytrzymałość i sztywność oraz łatwość i ekonomiczność obróbki mechanicznej, konstrukcja odlewów otrzymywanych w formach z masy formierskiej oraz kokilowych, ciśnieniowych, odśrodkowych, precyzyjnych i wytwarzanych w formach skorupowych, konstrukcja odlewów w zależności od rodzaju stopu, materiały na odlewy. W książce zamieszczono 599 przejrzystych i ciekawie wybranych i opracowanych rysunków, 82 tablice zawierające potrzebne dane techniczne, wykaz literatury ze 140 pozycjami bibliograficznymi oraz skorowidz rzeczowy. S. M.

**Hydromechanika techniczna, tom III — Pomiary wodne**, Adam Tadeusz Troskoleński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 662.

W ślad za wzmianką o tomie I, zamieszczoną w „Technice Lotniczej” w zeszycie nr 3/1952 r. i wzmianką o tomie II — w zeszycie nr 2/1956 r. ponownie informujemy o tomie III, ostatnim 3-tomowego dzieła pt. „Hydromechanika techniczna”. Treść dzieli się na 3 części — Część I — Zasady i metody pomiaru wielkości hydrodynamicznych — obejmuje dziewięć rozdziałów omawiających pomiary czasu, kątów, wielkości liniowych, powierzchni, objętości, ciśnienia, prędkości, natężenia przepływu i objętości przepływu. Część II — Przyrządy i urządzenia miernicze stosowane w pomiarach wodnych — podzielono na 22 rozdziały, w których omówiono przyrządy do pomiaru czasu, kątów, odległości i wysokości położenia; wodowskazy i urządzenia wodowskazowe, integratory, pojemniki do cieczy i zbiorniki miernicze; manometry naczyniowe, preżne i obciążeniowe; pływak, prędkościomierze piętrowe, młynki hydro-metryczne i ekran mierniczy Anderssona; przewlemy miernicze, przepływomierze zwężkowe, krzywakowe i o zmiennym otwartciu, palisady miernicze, zwężkowe kanały miernicze, przyrządy i urządzenia do pomiaru natężenia wypływu; wodomierze wirnikowe, komorowe i sprężone oraz przyrządy do wykresnej rejestracji wskazań wodomierzy silnikowych. Część III — Laboratoria hydrometryczne — w 4 rozdziałach zawiera ogólne wiadomości o laboratoriach hydrometrycznych, urządzenia zasilające laboratoria hydrometryczne, ciągi miernicze i urządzenia do oczyszczania wody obiegowej. Literatura podana w zakończeniu pracy obejmuje 12 pozycji dzieł podstawowych i monografii oraz 21 pozycji poradników technicznych, katalogów i opisów oraz czasopism, niezależnie od zestawów literatury w zakończeniu poszczególnych rozdziałów w łącznej liczbie 36 pozycji. Skorowidz nazwisk i obszerny skorowidz rzeczowy (zawierający równoważniki w językach ang., franc., niem. i ros.) ułatwiają korzystanie z pracy. Praca zawiera 375 rysunków i 39 tablic. Praca może być bardzo przydatna dla pracowników lotnictwa zarówno w przemyśle, jak i w instytutach naukowo-badawczych, zwłaszcza zaś dla specjalistów z dziedziny osprzętu lotniczego. S. M.

struktura satelity, jego wyposażenia, praca. Budowa stacji, prowadzenie badań.

**Projektowanie i konstrukcje śmigłowców** — Bratuchin J. P., tłum. z ros., ark. wyd. 34,2, ok. z 53.— Podstawy teorii a budowy śmigłowców oraz przegląd istniejących konstrukcji.

**Samoloty komunikacyjne. Najnowsze konstrukcje lotnicze** — Sołtyk W., ark. wyd. 10,5, ok. z 16.— Rola i znaczenie samolotu jako środka komunikacji, jego budowa, wyposażenie, osiągi, najnowsze typy, ich porównanie pod względem technicznym i ekonomicznym.

**Szybciej od dźwięku. Najnowsze konstrukcje lotnicze** — Świdziński J., ark. wyd. 14,2, ok. z 19.— Samoloty szybsze od dźwięku, problemy konstrukcyjne i sposoby ich rozwiązywania.

**Turbinowe silniki gazowe i napęd odrzutowy** — Smith G. G., tłum. z ang., ark. wyd. 37,7, ok. z 49.— Przegląd i porównanie istniejących typów silników turbinowych gazowych lotniczych, trakcyjnych i stacyjnych, uzupełniony najnowszymi konstrukcjami.

**Wytwarzanie płatowców** — Wiślicki T., ark. wyd. 49,0, ok. z 70.— Najnowsze metody stosowane przy wytwarzaniu płatowców różnych typów i wielkości, w produkcji indywidualnej i seryjnej.

nym przez Zarząd Główny SIMP komisjom kwalifikacyjno-egzaminacyjnym, które po przeprowadzeniu weryfikacji nadadzą odpowiednio do posiadanych przez danego Kolegę kwalifikacji tytuł inżyniera lub technika rzeczoznawcy.

Przewiduje się wykorzystanie zatwierdzonych rzeczoznawców w organizowanych przez SIMP zespołach rzeczoznawców lub indywidualnie w ważnych akcjach technicznych życia gospodarczego.

Szczegółowe informacje w tym zakresie zawarte są w wydawanych przez ZG SIMP Biuletynach Informacyjnych nr nr 47 i 48/49 z 1957 r. Biuletyny te znajdują się we wszystkich oddziałach SIMP.

Ponadto wyjaśnień udziela także Sekretariat Generalny Zarządu Głównego SIMP w Warszawie, ul. Czackiego 3/5 pokój 104, I p. tel. 6-74-61 wew. 155.

Zarząd Główny SIMP

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK VIII

WARSZAWA, STYCZEŃ – LUTY 1958

Z E S Z Y T 1

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

## AERODYNAMIKA

- 1\* 533.6.011 ILot  
Norbury J. F.: An approximate method for the calculation of turbulent boundary layers in diffusers. **Przybliżona metoda obliczenia burzliwej warstwy przyściennej w dyfuzorze.** Aeron. Quart., 1957, t. 8, nr 1, s. 58—77, B5, rys. 15, poz. bibl. 10.  
Metoda dotyczy przypadków, gdy warstwa jest burzliwa na wlocie do części dyfuzorowej o przekroju prostokątnym. Autor wychodzi z obliczeń Spence'a i wprowadza nowe równanie dla parametru kształtu  $\gamma$ , przy czym wartości gradientu naprężeń stycznych zostały wzięte z analizy danych doświadczalnych. Metoda umożliwia ocenę narastania grubości warstwy przyściennej. A. Jakubowski
- 2\* 533.6.011 ILot  
Driest E. R.: The problem of aerodynamic heating. **Problem nagrzewania aerodynamicznego.** Aeronaut. Eng. Rev., 1956, t. 15, nr 10, A4, s. 26—41, rys. 33, poz. bibl. 25.  
Wyłożenie podstaw zagadnienia nagrzewania aerodynamicznego i zestawienie najważniejszych wyników badań w tej dziedzinie. Optym płaskiej płyty, ciał tępych i ścian chropowatych. Sterowanie warstwą przyścinną. Podano szereg wykresów współczynników tarcia i wymiany ciepła oraz omówiono tematykę przyszłych badań. A. Jakubowski
- 3\* 533.691.11 ILot  
Andersen G. F.: Aspect ratio influence at high subsonic speeds. **Wpływ wydłużenia przy wysokich poddźwiękowych prędkościach.** J. Aero. Scien., 1956, t. 23, nr 9, A4, s. 874—878, rys. 6, poz. bibl. 4.  
Autor traktuje prędkość w dowolnym punkcie skrzydła jako równą prędkości odpowiadającej skrzydłu nieskończonemu i pomniejszonej o wielkość prędkości indukowanej przez część skrzydła usuniętą z przepływu. Na tej podstawie wyprowadza poprawki na prędkość strumienia niezakłóconego i analizuje charakterystykę płata przy wysokich poddźwiękowych liczbach Macha. A. Jakubowski
- 4\* 533.691.155 ILot  
Curing transonic tail troubles. **Usuwanie nieprawidłowości opływu na usterzeniu.** Aeroplane. 1957, t. 92, nr 2366, A4, s. 9, rys. 5.  
Na samolocie typu Javelin w zakresie prędkości przydźwiękowych stwierdzono tworzenie się fali uderzeniowej na usterzeniu, prowadzące do zmniejszenia stateczności kierunkowej. Falę uderzeniową zlikwidowano przez zmiany kształtu tylnej części kadłuba. R. Lewandowski

## SAMOLOTY

- 5\* 629.138.12 ILot  
Bowers P. M.: The towplane problem. **Zagadnienie samolotu holującego.** Soaring, 1957, t. 21, nr 3, A4, s. 24—27, rys. 4.  
Wymagania stawiane przez amerykański urząd lotniczy (CAA) przy wydawaniu zezwolenia na używanie samolotu do lotów wleczonych. Zasadniczo sprawdzeniu podlega zaczep oraz jego zabudowanie i napęd. W przypadku samolotu, który nie był przewidziany do lotów wleczonych, może wystąpić problem niedostatecznego chłodzenia silnika. Artykuł zawiera również praktyczne wskazówki dla ubiegających się o zezwolenie. J. Sandauer
- 6\* 629.138.5:532.517.2:533.69 ILot  
Laminar — flow aircraft. **Samolot laminarny.** Flight 1957, t. 72, nr 2528, A4, s. 14, rys. 2.  
Firma Handley Page zorganizowała cykl odczytów, dotyczących całości kształtu zagadnienia sterowania warstwy przyściennej, a w szczególności dwu nowych projektów dużych samolotów komunikacyjnych, w których zastosowanie odsysania warstwy przyściennej na skrzydłach i usterzeniach pozwala uzyskać doskonałość ok. 40. Zmniejszenie oporu tych samolotów znajduje odbicie przede wszystkim w zdecydowanym zwiększeniu zasięgu do ok. 20 000 km. Prędkości przelotowe obu projektowanych samolotów mają wynosić ok. 900 km/h. J. Sandauer
- 7\* 629.138.5:629.13.035.5 ILot  
Vorschau auf den Flugpark des Strahlverkehrs. **Przegląd odrzutowych samolotów komunikacyjnych.** Interavia 1957, nr 3, A4, s. 174—178, 183—184, tabl. 3, rys. 9.  
Porównanie techniczno-ekonomicznych wskaźników eksploatacyjnych czterech samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym: Caravelle, Comet IV, DC-8 i Boeing-707. W omówieniu samolotów DC-8 i Boeing-707 uwzględniono 4 odmiany pierwszego i 3 odmiany drugiego typu. Artykuł zawiera obszerną tabelę danych technicznych porównywanych samolotów. J. Sandauer
- 8\* 629.138.5:629.13.035.5 ILot  
De Havilland's new Comet. **Nowy samolot Comet firmy De Havilland.** Aeroplane, 1956, nr 2340, A4, s. 12—17, rys. 4.  
Dokładny opis konstrukcji i wyposażenia samolotu Comet-4 będącego najnowszą wersją znanych angielskich samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym. W oparciu o doświadczenia uzyskane z eksploatacji poprzednich wersji, Comet-4 został poddany wszechstronnym próbom zmęczeniowym. Artykuł zawiera również dane dotyczące osiągnięć samolotu z uwzględnieniem różnych wielkości ciężaru użytecznego. J. Sandauer

## SZYBOWCE

- 9\* 629.135.1:629.13.038 ILot  
Schäfer E.: Stausstrahlpropeller für Segelflugzeugs. **Śmigło o napędzie strumieniowym dla szybowców.** Aero-Rev. Suisse, 1956, nr 11/12, A4, s. 552—556, rys. 8, poz. bibl. 4.  
Porównanie przydatności napędu tłokowego i różnych rodzajów napędu odrzutowego dla samodzielnego startu szybowców. Najko-

rzystniejszym rozwiązaniem wydaje się być śmigło napędzane przy pomocy dwu silników strumieniowych, zamocowanych na końcach łopaty i pracujących w zakresie dużych prędkości poddźwiękowych. W niemieckim Instytucie Fizyki Napędu Odrzutowego (Forschungsinstitut für Physik der Strahlantriebe) przeprowadzono z pomyslnym wynikiem próby śmigła o średnicy 50 cm napędzanego silnikiem o średnicy 30 mm. Następne próby będą przeprowadzane z zespołem o mocy 25 KM. Artykuł ilustrują wykresy porównawcze osiągnięć szybowca przy zastosowaniu napędu tłokowego i różnych rodzajów napędu odrzutowego. J. Sandauer

10\* 629.135.15 ILot  
Backstrom A. A.: Evaluation of the first Plank performance measurements. **Ocena pierwszych pomiarów osiągnięć szybowca Plank.** Soaring, 1957, t. 21, nr 1, s. 18—20, rys. 4, poz. bibl. 5.

Na amerykańskim szybowcu bezogonowym Plank przeprowadzono pomiary biegunowej prędkości oraz pomiary oderwania strug na skrzydle, kadłubie i płytach brzegowych. Obliczona na podstawie biegunowej prędkości krzywa  $C_z^2 = f(C_x)$  wykazała:

- 1) niską wartość współczynnika sprawności szybowca w zakresie małych prędkości,
- 2) duży przyrost oporu na dużych prędkościach,
- 3) niską wartość  $C_{zmax}$ .

Zagadnienie zostało wyjaśnione przez wykrycie obszarów oderwania strug przy małych i dużych prędkościach. Na podstawie uzyskanych danych zaprojektowano zmiany w geometrii szybowca dotyczące głównie przejścia skrzydło-kadłub. J. Sandauer

11\* 629.135.15 ILot  
Schleicher K6 „Rhönsegler“. **Szybowiec Schleicher K6 „Rhönsegler“.** Flug-Rev. 1957, nr 6, A4, s. 12—14, tabl. 1, rys. 3.

Dane techniczne i opis konstrukcji niemieckiego jednomiejscowego szybowca wyczynowego K6. Szybowiec K6 należy do klasy standard — skrzydło nie jest zmechanizowane i posiada rozpiętość 14,4 m. Sprawozdanie z jednego lotu za wyciągarką jest pełne superlatywów, do których trudno mieć zaufanie biorąc pod uwagę, że czas lotu wynosił kilka minut. J. Sandauer

12\* 629.135.15 ILot  
An american powered sailplane. **Amerykański motoszybowiec.** Aeroplane. 1956, nr 2340, A4, s. 28—29, rys. 5.

Historia powstania i opis konstrukcji amerykańskiego dwumiejscowego motoszybowca Hummingbird wyposażonego w 4-cylindrowy silnik Nelson H-59 o mocy 40 KM. Zwraca uwagę zastosowanie chowania nie pracującego silnika w kadłubie, umożliwiające użytkowanie motoszybowca jako pełnowartościowego szybowca wyczynowego. Rozwiązanie konstrukcyjne zawieszenia silnika zostało w artykule zilustrowane fotografiami. J. Sandauer

## INSTALACJE

13\* 629.135.06-82 ILot  
Lucien R.: Des problèmes d'actualité que pose l'utilisation de l'hydraulique à bord des avions. **Aktualne problemy, wynikające z zastosowania instalacji hydraulicznej w samolocie.** Techn. Scien. Aeron. 1956, nr 2, A4, s. 92—96, rys. 8.

Przy dzisiejszym stanie techniki lotniczej instalacja hydrauliczna w samolocie nie może być traktowana jako zbiór różnych agregatów hydraulicznych, lecz musi być projektowana jako jeden zespół energetyczny, służący do wypełniania postawionych zadań. Największą trudność stanowi zabezpieczenie prawidłowej pracy układu hydraulicznego w dużym zakresie temperatur oraz wyeliminowanie wpływu rozpuszczonego powietrza. W ostatnich latach wyłoniły się w lotnictwie nowe zadania, które zostały rozwiązane przez zastosowanie nowych układów hydraulicznych — są to przede wszystkim: synchronizacja napędu dwóch lub większej ilości układów sterujących oraz sterowanie siłowe wzmacniające lub całkowicie zastępujące wysiłek pilota z ew. symulacją oporu od sił aerodynamicznych. J. Sandauer

14\* 629.13.011.67 ILot  
Diekalenkov S.: Elektroobogriewajemyje stieklia. **Szyby ogrzewane elektrycznością.** Grażdza Awiacija, 1956, nr 1, A4, s. 18—19, rys. 4.

Opis różnych rodzajów szyb lotniczych ogrzewanych elektrycznością. Opis i schemat automatycznego regulatora ogrzewania szyby na samolocie Tu-104. W. Narkiewicz

## RADIODOKUMINACJA

15\* 621.396.933 ILot  
Bielousow E.: Awtomat — otwiczek dla prowierki samolotnych radiostancji. **Zautomatyzowany nadajnik dla sprawdzania radiostacji samolotowych.** Grażdza Awiacija, 1956, nr 10, A4, s. 26—27, rys. 3.

W wielkich portach lotniczych radiostacja główna jest zwykle przeciętną łącznością operacyjną z samolotami znajdującymi się w powietrzu. Dlatego jest celowe mieć na ziemi oddzielny nadajnik przeznaczony dla sprawdzania radiostacji pokładowych. Opis takiego nadajnika o działaniu zautomatyzowanym zawiera powyższy artykuł. Autor opisał pełny cykl działania nadajnika i zilustrował artykuł schematem jego połączeń elektrycznych. Nadajnik taki można zbudować w każdym porcie lotniczym z części istniejących i stosowanych radiostacji nadawczo-odbiorczych. B. Trojanowski

16\* 621.396.933 ILot  
Ryerson J.: Triebowanija k tocznosti opriedielenja trajektorij snizenija dla awtomatycznej posadki samolotow. **Wymagania odnoszące się do dokładności określenia toru podchodzenia do lądowania w przypadku lądowania automatycznego.** W opr. Radiolokac. Techn. 1956, nr 5 (35), B5, s. 95—108, tabl. 4, rys. 11, poz. bibl. 6. Tłum. z czasop.: Trans. IRE, ANE-2, nr 1, 4-10 (March 1955).

Rozpatrzone teoretyczną dokładność określenia wysokości samolotu za pomocą statystycznych równań rozkładu błędów. W celu określenia szerokości pasma zajmowanego przez tor samolotu wykorzystano istniejące obecnie dane dotyczące toru podchodzenia do lądowania. Na podstawie tych samych danych określono prawdopodobne odchylenie amplitudy zakłóceń, spowodowanych przez pozorną niestalość umiejscawianego radiolokacyjnie przedmiotu. Rozpatrzone metodę obniżenia poziomu zakłóceń przy pomocy filtrów, jak również omówiono szereg innych zagadnień istotnych dla rozpatrywanego problemu.

R. Trojanowski

## ZAGADNIENIA NAPĘDU

17\* 621.455 ILOT  
Weiss M. A., Longwell J. P.: Low pressure performance of cylindrical can burners. Praca rur ogniowych przy niskim ciśnieniu. Jet Propulsion. 1956, t. 26, nr 9, A4, s. 749—756, tabl. 2, rys. 18, poz. bibl. 5.

Opis pracy rur ogniowych komór spalania (stabilizacja i sprawność) o średnicach od 50—125 mm przy ciś. 1/6—1/2 ata. Badano różne rozmieszczenia otworów powietrznych. Wpływ wydatku ciśnienia, temperatury ścianki, strefy recyrkulacji itd. Dolna i górna granica składu mieszanki.

J. Roliński

18\* 629.13.035.5:621.45 ILOT  
Cleaver A. V.: Propulsion. Napęd. J. Royal Aeronaut. Soc. 1956, t. 60, nr 551, A4, s. 705—711, rys. 5, poz. bibl. 10.

Porównawcza analiza możliwości i przydatności napędów: turbo-drzutowego, strumieniowego i raketowego z punktu widzenia potrzeb samolotów o prędkościach lotu przy liczbie Ma 2÷4. Krótkie rozważania napędów termojądrowych.

W. Narkiewicz

19\* 621.455:621-53 ILOT  
Reichel R. H.: Bedeutung und Anwendung der Regelungstechnik für Flüssigkeits-Raketenantriebe. Znaczenie i zastosowanie regulacji w napędach raketowych na paliwo ciekłe. VDI-Z. 1957, 99, nr 2, A4, s. 55—61, rys. 19, poz. bibl. 28.

Główne zadanie: samoczynna regulacja składu mieszanki i ciągu. Napotyka się przy tym trudności ustatecznienia, w szczególności tam, gdzie mamy obwody pomocnicze (np. regulacja turbiny). Trudności te mogą być w znacznym stopniu przezwyciężone przy pomocy badań doświadczalnych na hamowniach. Artykuł zawiera opis takich badań.

J. Roliński

20\* 621.455 ILOT  
Thatcher A. G., Barton H. A.: Demonstration of reliability in liquid propellant rocket engines. Badanie niezawodności rakiet spalających paliwo płynne. Jet Propulsion. 1956, t. 26, nr 9, A4, s. 781—785, rys. 7, poz. bibl. 8.

Trudności przemysłu dotyczące niezawodności rakiet. Możliwości zastosowania metod statystycznych. Oczekuje się, że program badań w locie oparty o proponowane zasady polepszy niezawodność silników.

J. Roliński

## PALIWA

21\* 621.455:533.78 ILOT  
Sänger-Bredt I.: Thermodynamics of working gases in atomic rockets. Termodynamika gazów roboczych w raketach atomowych. J. Brit. Interplanet. Soc. 1956, t. 15, nr 5, B5, s. 233—248, rys. 6, poz. bibl. 19.

Zachowanie się — z punktu widzenia termodynamiki — pewnych czynników przy założeniach ograniczających, że gazy w komorze raketowej są w każdej chwili i miejscu w równowadze termodynamicznej i rozprężają się przy stałej entropii. Jako przykład czynnika rozpatrywany jest wodór.

J. Roliński

22\* 622.75; 621.438 ILOT  
Riezniczek M.: Osobienności primienienja i kontrola topliwa dla gazoturbinowych dwigatielej. Szczególne wymagania przy użytkowaniu i kontroli paliw dla silników turbo-spalinowych. Gražd. Awiacija. 1957, nr 1, A4, s. 15—17, rys. 4.

Krótki opis paliw T-1, TS-1, T-2 i ich przydatności w silnikach turbo-spalinowych w różnych warunkach lotu. Podkreślono szkodliwość związków siarki w paliwach turbinowych i podano metody sprawdzania ich zawartości w paliwie.

W. Narkiewicz

23\* 621-73; 629.13 ILOT  
Ragozin N., Worobjewa A.: Udalenie wody iz awiatoplwiwa. Usuwanie wody z paliwa lotniczego. Gražd. Awiacija. 1956, nr 9, A4, s. 23, rys. 1. Usuwanie wody z paliwa lotniczego w zbiornikach stałych i cysternach, w celu zabezpieczenia samolotowych urządzeń paliwowych przed wprowadzeniem wody. Próby przeprowadzane przez autorów wraz z inż. F. Smolinem na lotnisku Wnukowo.

S. Madeyski

## PRODUKCJA LOTNICZA

24\* 629.13.002; 621.91 ILOT  
Hopkins H. J.: Unusual set — ups for machining airframe components. Stosowanie zestawów do obróbki mechanicznej części płatowca. Machinery. 1957, t. 90, nr 2315, B5, s. 701—704, rys. 6.

Wiercenie otworów przy pomocy zestawów wrzecion wiertniczych w układzie pionowym i poziomym. Frezowanie zarysu wg szablonu, dłutowanie małych zębów sprzęgła oraz wiercenie otworów na obwodzie.

J. Luboński

25\* 621.438-226.2:531.717.2 ILOT  
Turbine — blade metrology. Pomiar profilu łopatek turbin. Machinery. 1957, t. 90, nr 2314, B5, s. 659—665, rys. 5.

Firma Napier używa dla kontroli własnej konstrukcji zestaw przyrządów. Pierwszy jest przyrząd, który na zasadzie wspólnych rysuje szafirem na specjalnym arkuszu z plastyku (Astrafol) w powiększeniu 20-krotnym. Wymieniony wzorec używany jest do optycznego projektora, na którym sprawdza się łopatki. Sposób ten pozwala na uzyskanie dużej oszczędności czasu pracowników o wysokich kwalifikacjach, jak również daje gwarancję dużej dokładności.

J. Luboński

26\* 621.979-82 ILOT  
Flexible — punch forming. Kształtowanie przy pomocy stempla hydraulicznego. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 5, A4, s. 185—187, rys. 5.

Szwedzka wytwórnia lotnicza Svenska Aeroplan Aktiebolaget Linköping and Trollhätten opatentowała sposób kształtowania blach przy pomocy stempla „Hydroforming”. Stempel ten można stosować do każdej prasy jedno- i dwusuwowej i nie wymaga dużych nakładów pieniężnych w porównaniu ze specjalną obrabiarką wykonaną przez firmę Cincinnati. Ten uniwersalny stempel posiada cylinder hydrauliczny napełniony stałą ilością gazu, zamkniętego z jednej strony tłokiem, zaś z drugiej strony przeponą gumową, która działa bezpośrednio na kształtujący przedmiot.

J. Luboński

27\* 669.721.5:668.3 ILOT  
Hunter R. J. E.: Adhesive bonding of magnesium. Łączenie stopów magnezu klejeniem. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 5, A4, s. 198—199, tabl. 4, rys. 5.

Łączenie stopów magnezu klejeniem w podniesionych temperaturach przez szereg lat stwarzało problem. Trudności polegały na tym, że po klejeniu nie można było wykonywać pokryć ochronnych; anodowanie zaś przed klejeniem źle wpływało na siłę łączenia. W artykule podano wyniki przeprowadzonych prób przez stosowanie różnych kąpieli ochronnych oraz ich wpływ na klejenie, odporność na korozję oraz kolejność przeprowadzania zabiegów.

J. Luboński

28\* 621.941:669.14 ILOT  
Turning high — tensile steels. Toczenie stali o wysokiej wytrzymałości. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 5, A4, s. 204—206, tabl. 1, rys. 6.

Stosowanie w lotnictwie stali o wysokiej wytrzymałości zmusza do poszukiwania nowych narzędzi do ich obróbki. Wydział Produkcji i Ekonomiki w Lotniczej Szkole w Cranfield przeprowadził szereg prób, których wyniki podano w artykule. Próby przeprowadzono przy różnych parametrach skrawania nożem z węglików tungstenu, którego krawędź skrawająca była pochylona w stosunku do osi obrabianego wałka pod kątem 50 stopni i ustawiona w stosunku do powierzchni wałka od 6 do 10 stopni, zaś krawędź w pewnej części była powyżej środka wałka obrabianego. Podano osiągnięte wyniki wraz z odpowiednimi ilustracjami.

J. Luboński

29\* 621.914 ILOT  
Pocketing and profiling. Frezowanie zarysu i wgłębień. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 6, A4, s. 217—221, rys. 10.

Artykuł omawiał frezowanie zarysu i wgłębień na odpowiednich frezarkach — w Stanach Zjednoczonych — sterowanych przy pomocy wodzika przesuwającego się po modelu. W porównaniu z tą metodą używa się w Anglii sterowania ręcznego przy pomocy wzornika. Opisano wzory frezarek i sposoby sterowania nimi. Frezowania tego rodzaju mają miejsce przy stosowaniu części integralnych konstrukcji samolotów, jak np. dźwigary, żebra, ramy kopulek — całkowicie frezowane. Elementy te są wykonywane z różnych materiałów, jak stopy aluminium, stal, tytan. Tolerancja na grubość ścian  $\pm 0,075$  mm.

J. Luboński

30\* 621.793 ILOT  
The Rokide process. Proces pokrywania metali „Rokide”. J. Soc. Licen. Aircr. Engng. 1957, t. 6, nr 1, B5, s. 6—7, tabl. 1, rys. 1.

Poprzednie procesy pokrywania części metalowych warstwą ceramiczną względnie emaliowanie wymagały przeprowadzenia procesu w podniesionych temperaturach, co w znacznym stopniu ograniczało ich stosowanie. Firma Norton Grinding Wheel opatentowała natryskowy sposób pokrywania, specjalnie metali lekkich, wskutek czego przedmiot pokrywany podnosi swą temperaturę bardzo nieznacznie. Temperatura topliwości materiału pokrywanego wynosi 3000 + 4500°F. „Rokide A” jest oparty na osnowie tlenków aluminium, „Rokide Z” — na osnowie cyrkonu. Zastosowanie tego procesu przede wszystkim do części silników spalinowych pracujących w podwyższonych temperaturach.

J. Luboński

31\* 669.14.018.296:629.13.002.3 ILOT  
Loria E. A.: Hot work steels for aircraft structures. Stale pracujące w podniesionych temperaturach w konstrukcjach lotniczych. Materials & Methods. 1957, t. 45, nr 3, A4, s. 115—119, tabl. 4, rys. 7, poz. bibl. 4.

Samoloty naddźwiękowe wskutek nagrzewania aerodynamicznego wymagają specjalnych stali, które nie traciłyby swych własności wytrzymałościowych. W artykule podano wyniki prób przeprowadzonych dla trzech gatunków stali wieloskładnikowych o oznaczeniu handlowym Alcomb 218, Peeries J., Halmo. Omówiono zmiany wytrzymałościowe w podniesionych temperaturach, jak również pełzanie i łamliwość tych stali.

J. Luboński

32\* 621.981.2:629.13.012.1 ILOT  
Canopy tooling. Oprzyrządowanie dla obciążania kopulek z plexi-glasu. Aircr. Prod. 1957, t. 19, nr 6, A4, s. 234—236, rys. 4.

Dla samolotów naddźwiękowych wymagany jest dokładny kształt kopułek, jak również lepsza widoczność; grubość używanego plexi-glasu wynosi od 16 mm do 20 mm. Oprzyrządowanie wykonane jest z grubej blachy o bardzo gładko wykonanej powierzchni i bardzo cienko pokryte ciepło-odporną żywicą fenolową. Przyrząd posiada rury, które służą do podgrzewania go i do chłodzenia. Obciążanie odbywa się przy pomocy cylindrów hydraulicznych z samoczynnym sterowaniem. Ogólnie sposób ten jest dość kosztowny, jednak względu jakości powierzchni i kształtu wymagają stosowania tego rodzaju metody.

J. Luboński

33\* 669.717.86:669.296.86 ILOT  
The Norton Rokide coating process for high temperature operation. Proces pokryć „Rokide” dla prac w wysokich temperaturach. Machinery. 1957, t. 90, nr 2312, B5, s. 525—527, tabl. 2, rys. 3.

W Wielkiej Brytanii firma Norton Grinding Wheel-Co. Ltd. jest właścicielem patentu służącego do pokryć ochronnych przedmiotów pracujących w wysokich temperaturach, jak głowice tłoków, części turbin spalinowych. Pokrycia wykonuje się przy pomocy metalizacji na przedmiot o temperaturze pokojowej. Wymieniono trzy rodzaje pokryć. „A” — podstawa tlenki aluminium, „Z” — podstawa cyrkon, „ZS” — tlenki cyrkonu i tlenki krzemu o temperaturach topliwości od 2600 do 4500°F (1420÷2370°C). Cylindry można pokrywać począwszy od  $\phi$  75 mm nie przekraczając długości 4 razy średnica.

J. Luboński

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

Ogólna charakterystyka metod spawania stosowanych w przemyśle lotniczym

Rodzaj spawania	Opis procesu	Charakterystyczne własności procesu	Zastosowanie metody spawania	Rodzaj połączeń i spawanych części	Urządzenia		
Spawanie gazowe (acetylenowe)	Źródłem ciepła jest strumień gazu najczęściej acetylen spalanym w tlenie. Prędkość, w którym następuje zmieszanie gazów w odpowiednim stosunku, wytworzenie płomienia i kierowanie nim - jest palnik. Tlen pobiera się z butli za pośrednictwem reduktora - 150 atm (11-13 atm). Acetylen pobiera się bezpośrednio z wytwornicy lub też z butli, w której jest on rozpuszczony w acetonie.	Charakterystyka jest duża strefa wpływu ciepłego (wykres Nr 1 i 2), co prowadzi do znacznego wzrostu ziarnistości (wykres Nr 3) w strefie przejściowej oraz do znaczących odkształceń przedmiotów spawanych. Dla stopów lekkich i stali nierdzewnych konieczność stosowania topników, które są trudne do usunięcia i mogą powodować korozję. Proces stosowany głównie jako ręczny - trudność mechanizacji i automatyzacji.	Najmłodsza od 10-1,6 Możliwe jest spawanie większych grubości do 120	Stale węglowe nierdzewne, ognioodporne oraz aluminium i jego stopy, stopy miedzi i magnezu. Spawanie stali stopowych i stopów lekkich znacznie utrudnione ze względu na konieczność stosowania topników.	Można stosować wszystkie rodzaje połączeń za wyjątkiem zakładowych. Nie zaleca się również połączeń pachwinowych dla blach cienkich - co powoduje odkształcenia. Do spawania części pracujących statycznie, uderzeniowo, na zmęczenie, oraz do połączeń szczelnych.	W skład urządzeń do spaw. acetylenowego wchodzi: 1. butla z tlenem, 2. butla z acetylenem lub urządzenie do wytworzenia, 3. reduktor do tlenu, 4. reduktor do acetyleny, 5. przewody dla doprowadzenia gazów z butli do palnika, 6. palnik odpowiedniej wielkości lub komplet palników. Całość urządzeń prosta i łatwo dostępna.	
Spawanie atomowe (wodorowe)	 Źródłem ciepła jest łuk elektr. jarzący się między dwoma elektrodami wolframowymi w atmosferze wodoru. Przy przejściu przez łuk elektryczny cząsteczki wodoru rozszczepiają się na atomy i łączą się znowu na przedmiocie spawanym.	Łączące się na przedmiocie atomy wodoru wydzielają ciepło, wskutek czego uzyskuje się wysoką temp. łuku. Osłona wodoru redukuje tlenki i nie dopuszcza pow. atmosferycznego. Uzyskuje się spoiny wysokiej jakości. Niedogodnością tej metody jest wysokie napięcie zjawienia łuku ~ 300V. Przy spawaniu aluminium, miedzi i ich stopów należy stosować topniki.	Źródło ciepła przy spawaniu argonowym (łuk elektryczny) charakteryzuje się lepszymi własnościami cieplnymi niż przy spawaniu acetylenowym i wodorowym - najwyższy współczynnik intensywności cieplnej - wykres Nr 1 i 2. Strefa wpływu ciepłego mała, a więc odkształcenia przedmiotów spawanych mniejsze niż przy spawaniu acetylenowym i wodorowym. Proces spawania daje się łatwo mechanizować i automatyzować.	Zalecane od 0,5-1,5	Stale węglowe, nikielowe, chromowe, molibdenowe, ognioodporne i nierdzewne.	Połączenia stykowe, zakładowe, brzożowe, krawędziowe i inne. Nie zaleca się stosować połączeń pachwinowych. Stosuje się do połączeń odpowiedzialnych, mocnych, i mocno szczelnych, a także do zaspawania pęknięć.	Urządzenie składa się z: 1. transformatora do spawania wodorem z regulacją przepływu wodoru, 2. butli z odpowiednio oczyszczonym wodorem, 3. reduktora, 4. przewodów doprowadzających wodor do palnika, 5. palnika, 6. amperomierza. Urządzenia takie nie są produkowane w kraju
Spawanie w atmosferze argonu (zwan. Argonowe)	 Źródłem ciepła jest łuk elektr. jarzący się między elektr. wolframową a spawanym metalem. Argon tworzy atmosferę ochronną przed dostępem powietrza z atmosfery i chroni przed utlenieniem. Do spaw. stali można stosować argon z domieszką 12-15% azotu, a także w zespawaniu drobnego argonu dwutlenek węgla.	Źródło ciepła przy spawaniu argonowym (łuk elektryczny) charakteryzuje się lepszymi własnościami cieplnymi niż przy spawaniu acetylenowym i wodorowym - najwyższy współczynnik intensywności cieplnej - wykres Nr 1 i 2. Strefa wpływu ciepłego mała, a więc odkształcenia przedmiotów spawanych mniejsze niż przy spawaniu acetylenowym i wodorowym. Proces spawania daje się łatwo mechanizować i automatyzować.	od 0,5-1,5	Stale węglowe nierdzewne, ognioodporne i inne stopowe, stopy ognioodporne, Ni-moni, Aluminium, magnez, miedź i ich stopy. Tytan i stopy tytanu.	Połączenia mocne i mocno szczelne w obciążeniach statycznych i zmiennych, oraz w podwyższonych temperaturach - części silników odrzutowych, podwozia itp. Spawanie ręczne części drobnych (okrągłych odcińkach spoin) i obwodowych i wzdłużnych długich - spawanie półautomatyczne i automatyczne.	Urządzenie do ręcznego spawania składa się z: 1. transformatora odpowiedniej wielkości wraz z oscylokatorem iskrowym wysokiej częstotliwości, lub spawarki, 2. butli argonu odpowiedniej czystości, z reduktorem i przepływomierzem, 3. uchwytu elektrody (palnika) wraz z wyposażeniem, 4. amperomierza, 5. przewodów doprowadzających prąd elektryczny, argon i ewentualnie wodę chłodzącą. Spawanie półautomatyczne i automatyczne wykonuje się na urządzeniach automatycznych. Urządzenia takie nie są produkowane w kraju.	
Spawanie nietopliną, węglową lub grafitową	 Źródłem ciepła jest łuk elektr. jarzący się pomiędzy elektr. węglową a metalem lub między dwoma elektrodami węglowymi. Stosuje się również elektr. grafitowe, które wytrzymują większe natęż. prądu elektr. elektrody węglowe jest bardzo masywne - często stosuje się stabilizatory magnetyczne. Proces spawania daje się łatwo mechanizować i automatyzować.	Proces spawania przerowadza się przy biegunowości ujemnej (minus) na elektrodzie bez dodatku materiału dodatkowego (przeważnie) i także z dodatkiem materiału, który dodaje się w czasie spawania lub też układa w miejscu połączenia. Przy spawaniu stopów aluminium konieczność stosowania topników. Istnieje możliwość nawęglania. Proces spawania daje się łatwo mechanizować i automatyzować.	0,5-1,0 Przy spawaniu z dodatkiem materiału z dodatkiem materiału; 10-30 przy spaw. spoin krawędziowych; 20-60 przy spawaniu z drutem łączącym	Stale węglowe nierdzewne, ognioodporne a także stopy aluminium i miedzi.	Połączenia szczelne ze spoinami krawędziowymi, takie jak zbiorniki na ciecze i gazy. Przy spoinach wzdłużnych (długich) i obwodowych stosuje się mechanizację procesu. Zalecane kształty połączeń przedstawione są w tabeli na II stronie okładek.	Urządzenie do ręcznego spawania składa się z: 1. spawarki odpowiedniej wielkości, 2. uchwytu elektrody lub elektroda, 3. przewodów elektrycznych, 4. amperomierza. Spawanie zmechanizowane wykonuje się specjalnymi głowicami lub automatami. Głowice i automaty nie są w kraju produkowane. Uchwyt do ręcznego spawania łatwo wykonać we własnym zakresie.	
Spawanie elektrodą otuloną	 Źródłem ciepła jest łuk elektr. jarzący się między otuloną elektr. a metalem. Otulina, elektrody tworzy wokół strumienia metalu rodzaj tarczy ochronnej, która chroni metal od dostępu powietrza oraz zapobiega gwałtownemu tleniu. Gazy oraz żużel powstały z otuliny tworzą ochronę chroniącą jeziorko przed utlenieniem.	Strefa wpływu ciepłego znacznie mniejsza niż przy spawaniu gazowym, odkształcenia mniejsze. Przy spawaniu blach cienkich należy stosować podkładki w celu lepszego odprowadzenia ciepła, prąd stały, elektrody cienkie okładek... Proces stosowany jako ręczny, półautomatyczny i automatyczny. Do spawania automatycznego konieczne jest stosowanie elektrod specjalnych.	do 1,5-2,0 przy użyciu elektrod cienkich i średnio grubych; powyżej 2,0 przy użyciu elektrod grubo otulonych	Stale węglowe stopowe głównie krzemowe, nierdzewne i ognioodporne.	Części pracujące przy obciążeniach statycznych i uderzeniowych, głównie części podwozia, przyrządy montażowe oraz inne pomoce fabrykacyjne. Wszystkie stosowane rodzaje połączeń są zalecane za wyjątkiem połączeń teleskopowych.	Urządzenie do ręcznego spawania składa się z: 1. spawarki odpowiedniej wielkości, 2. uchwytu elektrody, 3. amperomierza, 4. przewodów elektrycznych. Całość urządzenia prosta i dostępna.	
Spawanie w atmosferze argonu (znane pod nazwą „Sigma”)	 Źródłem ciepła jest łuk elektryczny jarzący się między elektrodą metalową (drutem) a metalem. Zamiast argonu można stosować hel oraz diament mieszaninę argonu z ozalem, a także dwutlenek węgla. Dla zabezpieczenia przed utlenieniem drugiej strony spoiny stosuje się podkładki ze stali ognioodpornych lub stopów miedzi. Kilko typów tych podkładek przedstawiono na rys. 2.	Wykazuje wszystkie zalety spawania Tukołowego, jak wysoka koncentracja ciepła, małe przeniesienia spawalnicze i duża szybkość spawania. Proces stosowany jako półautomatyczny i automatyczny. Prędkość spawania większa jak przy spawaniu ręcznym, do umożliwienia zastosowania argonu o większej ilości zanieczyszczeń, niż do spawania ręcznego. Spawanie prądem zmiennym.	od 0,5-1,5	Blachy ze stali węglowej, nierdzewnej, ognioodpornej i innych, stali stopowych, Aluminium, magnez, miedź i ich stopy, Tytan i stopy tytanu, stopy ognioodporne i stopy lekkich konieczne należy stosować argon o dużej czystości (99,8%)	Połączenia mocne i mocno szczelne w obciążeniach statycznych i zmiennych, oraz w podwyższonych temperaturach - części silników odrzutowych. Spoiny obwodowe i wzdłużne długie.	Urządzenie do zmechanizowanego procesu spawania składa się z: 1. transformatora spawalniczego zasilającego aparat sterowniczy, 2. głowicy automatu lub półautomatu, 3. aparatury sterowniczej, 4. butli argonu. Urządzenia w kraju nie są dotychczas produkowane.	
Spawanie tukiem krytym (pod topnikiem)	 Źródłem ciepła jest łuk elektr. jarzący się pod warstwą topnika pomiędzy elektrodą metalową (gołym drutem) a metalem. Metal elektrody i przedmiotu łopi się wraz z proszkiem, który sypie na powierzchnię, gdzie zostaje w postaci kruchej skorupy, która kurząc się łatwo odpryskuje.	Łuk jest niewidoczny, spawacz nie patrzy bezpośrednio na miejsce łączenia. Przy łączeniu blach cienkich wykonywane są spoiny jednowarstwowe - przy grubszych wielowarstwowe. Proces stosowany zawsze jako półautomatyczny lub automatyczny.	od 2,0	Stale węglowe nierdzewne, ognioodporne i inne stopowe	Połączenia mocne i mocno szczelne w obciążeniach statycznych i zmiennych, oraz w podwyższonych temperaturach - części silników odrzutowych. Spoiny obwodowe i wzdłużne długie.	Urządzenie do półautomatycznego spawania składa się z: 1. transformatora spawalniczego zasilającego równocześnie elektryczną aparaturę sterowniczą, głowicy automatu z wózkami, lub podajnika elektrody i topnika - przy zastosowaniu półautomatu, 3. elektrycznej aparatury sterowniczej umieszczonej zwykle w specjalnej szafie. W kraju produkowany jest automat ASI-1250 oraz półautomat węzowy AS3-500.	

\* Patrz strona II okładek

**Łączna charakterystyka elektrod krajowych do spawania łukowego**

Grupa	Oznaczenie elektrody	Barwa rozpoznawcza	Rodzaj prądu i biegunowość	Właściwości mechaniczne stopiwa						Wymiary produkowanych elektrod		Napięcie prądu spawania	Rodzaj otuliny	Właściwości spawalnicze	Zastosowanie	Odpowiada wg GOST 2523-51	
				Wytrzymałość na rozciąganie R <sub>r</sub> , kg/mm <sup>2</sup>	Włóknistość U, kg/cm <sup>2</sup>	Twardość H <sub>B</sub>	Granica płynności Q <sub>r</sub> , kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie A <sub>5</sub> , %	średnica	długość	mm						
											mm						mm
Elektrody do spawania stali węglowych	EP41-10	czerwona	Stały; biegun ujemny do elektrody	30-42	1,5-2	135-145	20-34	6-12	1,0	300	18-27	Elektroda cienkośluzowa. Otulina jonizująca w kolorze czarnym.	Elektroda spawająca się bardzo łatwo we wszystkich położeniach. Oznacza się małą ilością żużla.	Stosuje się do spawania konstrukcji stalowych narazonych na małe obciążenia statyczne. Ze względu na dobre właściwości spawalnicze zalecana do nauki spawania łukowego.	E34		
									1,5	300	35-45						
									2,0	350	45-55						
									2,5	350	65-75						
									3,25	450	80-115						
									4,0	450	130-150						
	EP42-20P	szara	Stały; biegun dodatni do elektrody	36-46	6-8	115-130	30-34	16-25	2,0	350	50-70	Otulina gruba w kolorze czarnym-kwaśna.	Spoiny uzyskane tąmi elektrodami oznaczają się dużą gładkością i czystą powierzchnią. Do spawania w pozycji podłowej.	Stosuje się do spawania konstrukcji ze stali niskowęglowych (0,15%) narazonych na małe obciążenia dynamiczne oraz do spawania żelaza „Armco”.	E38		
									2,5	350	70-100						
									3,25	450	170-180						
									4,0	450	180-210						
EP43-20P	ciemno-zielona	Stały; biegun ujemny do elektrody	42-54	8-12	115-125	36-40	-	1,0	300	12-20	Otulina gruba, żółto-szara - neutralna.	Do spawania we wszystkich położeniach, pozwala na stosowanie niskich napiężeń prądu.	Stosuje się do wyciągnięcia do spawania blach cienkich (nacynia głoszona) oraz przy budowie transformatorów.	E42			
								1,5	300	25-40							
								2,0	350	45-55							
								2,5	350	60-75							
EP46-20P	rozowa	Stały; biegun dodatni do elektrody	46-56	8-12	165-175	30-48	18-24	2,0	350	45-60	Otulina średnia szaro-żółta celulozowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, charakteryzuje się małą ilością płynnego żużla łatwo usuwalnego.	Stosuje się do spawania stali o zawartości węgla do 0,3% w konstrukcjach narazonych na obciążenia dynamiczne i statyczne.	E42			
								2,5	350	70-85							
								3,25	450	110-130							
								4,0	450	150-175							
								5,0	450	180-210							
EP49-29P	ciemno-fioletowa	Stały; biegun dodatni do elektrody	46-54	13-25	150-170	36-45	22-35	2,0	350	55-65	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, charakteryzuje się dużą ilością węgla.	Stosuje się do spawania konstrukcji ze stali o zawartości węgla do 0,35%, narazonych na duże obciążenia statyczne i dynamiczne. Można stosować również do stali niskostopowych.	E42A			
								2,5	350	70-90							
								3,25	450	110-140							
								4,0	450	140-180							
EP55-22P	pomarańczowa	Stały; biegun dodatni do elektrody	50-60	11-18	165-185	40-55	20-30	2,0	350	55-65	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach.	Stosuje się do spawania stali o podwyższonej wytrzymałości 50-60 kg/mm <sup>2</sup> oraz do spawania stali niskostopowych.	E50A			
								2,5	350	70-90							
								3,25	450	110-140							
								4,0	450	140-180							
EP60-22P	brunatna	Stały; biegun dodatni do elektrody	55-70	8-16	180-200	47-58	16-26	2,0	350	55-65	Otulina gruba, jasno-szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach. Stopiwo odporne na pęknięcia, żużel łatwy do usunięcia.	Stosuje się do spawania stali węglowych i niskostopowych o wytrzymałości 55-90 kg/mm <sup>2</sup> , do napawania (H <sub>B</sub> = 190) oraz do spawania żelaza. Przy spawaniu stali stopowych wymagana obróbka cieplna.	E55			
								2,5	350	70-90							
								3,25	450	110-140							
								4,0	450	140-180							
Elektrody do spawania stali stopowych	ES Mo	czerwono-biała	Stały; biegun dodatni do elektrody	50-60	8-15	160-200	38-44	18-28	2,0	350	55-65	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, daje stopiwo o zawartości 0,5% Mo.	Stosuje się do spawania niskostopowych stali manganowych, chromowych i chromoniklowych, szczególnie dla urządzeń pracujących w temp. 450°C.	EP-50		
									2,5	350	70-95						
									3,25	450	100-125						
									4,0	450	130-180						
									5,0	450	190-230						
ES 13 Cr	żółto-biała	Stały; biegun dodatni do elektrody	75-100	2-5	300-400	65-85	6-10	2,0	350	45-60	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania w pozycji pionowej i podłowej, daje stopiwo o zawartości ~13%Cr.	Stosuje się do spawania nierdzewnych stali chromowych o zawartości 13%Cr. Do spawania chromowych stali ogniodopuszczalnych oraz do napawania powierzchni o wymaganej dużej twardości.	EF-13			
								2,5	350	65-80							
								3,25	350	90-110							
								4,0	450	120-160							
ES18-8	żółto-niebieska	Stały; biegun dodatni do elektrody	50-70	9-20	170-180	40-45	25-40	2,0	350	45-55	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, daje stopiwo o zawartości 18%Cr i 8%Ni.	Stosuje się do spawania stali kwasoodpornych typu 18-8 oraz do spawania stali stopowych ze stalami węglowymi.	EA1			
								2,5	350	65-75							
								4,0	450	90-110							
								5,0	450	135-150							
ES18-8-6	żółto-zielona	Stały; biegun dodatni do elektrody	55-70	11-20	170-200	38-44	30-45	3,25	350	90-110	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, daje stopiwo o składzie 18%Cr, 8%Ni i 6%Mn.	Stosuje się do spawania stali austenitycznych o składzie zbliżonym do stopiwa, oraz do spawania stali stopowych z węglowymi.	-			
								4,0	450	135-150							
								5,0	450	160-180							
								6,0	450	190-210							
ES 24-18	żółto-czerwona	Stały; biegun dodatni do elektrody	55-70	12-20	160-180	35-40	25-40	2,0	350	45-55	Otulina gruba, szara, zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, daje stopiwo o zawartości 24%Cr i 18%Ni.	Stosuje się do spawania stali o składzie zbliżonym do stopiwa, szczególnie dla urządzeń pracujących w temp. do 1100°C.	EA-3			
								2,5	350	65-75							
								3,25	350	90-110							
								4,0	450	135-150							
ES19-12Mn-Cr	żółto-czarna	Stały; biegun dodatni do elektrody	65-70	11-20	180-220	34-40	25-40	3,25	350	90-115	Otulina zasadowa.	Do spawania we wszystkich położeniach, daje stopiwo o składzie 19%Mn i 12%Cr.	Stosuje się do spawania stali austenitycznych o składzie zbliżonym do stopiwa, oraz do spawania stali stopowych z węglowymi.	-			
								4,0	450	135-160							
								5,0	450	160-190							
								6,0	450	200-230							
EN400MnP	fioletowo-biała	Stały; biegun dodatni do elektrody	-	-	380-480	-	-	3,25	450	100-125	Otulina gruba, jasno-szara, zasadowa.	Daje stopiwo o zawartości 10%Mn.	Stosuje się do napawania części stalowych i odlewów ze stali austenitycznych manganowych o zawartości 12-14%Mn narazonych na ścieranie.	-			
								4,0	450	160-190							
								5,0	450	200-230							
								6,0	450	270-300							
Elektrody do napawania	ENS15Cr	biało-czerwona	Stały; biegun dodatni do elektrody	-	-	350-450	-	3,25	450	100-125	Otulina gruba, czarna.	Daje stopiwo o zawartości 15-17%Cr i 0,5%Mn.	Stosuje się do napawania elementów armatury gazowej na wodną, odpornych na ścieranie i korozję w temp. do 500°C.	-			
								4,0	450	130-160							
								5,0	450	190-200							
ENS18W	czarna	Stały; biegun dodatni do elektrody	-	-	R <sub>c</sub> 61-64	-	-	3,25	450	95-110	Otulina gruba, czarna, zasadowa.	Daje stopiwo o zawartości 18%wolframu. Napawanie z podgrzaniem do temp. 600-700°C.	Stosuje się do napawania narzędzi i części z stali szybkotnącej oraz do wyrobu narzędzi metalicj. napawania.	-			
								4,0	450	120-140							
								5,0	450	150-170							
								6,0	450	180-200							
Stel I (patulane profy stelitopodobne)	-	-	Stały; biegun dodatni do elektrody	-	-	-	-	3,0	-	90-110	-	Daje stopiwo o zawartości 28-33%Cr i 28-32%W.	Stosuje się do napawania elementów odpornych na korozję i ścieranie w normalnych i podwyższonych temperaturach.	-			
								4,0	-	120-140							
								5,0	-	160-180							
								6,0	-	180-230							

**UWAGA** Tabela nie obejmuje pełnego asortymentu elektrod produkowanych w kraju, lecz tylko pozycje ważniejsze i częściej w przemyśle lotniczym stosowane. Nie wymieniono tu elektrod do spawania żelaza oraz pełnego asortymentu w podanych grupach. W przypadku konieczności doboru innych elektrod należy korzystać z Katalogu Bazowy Techniczny Materiałów i Sprzętu Spawalniczego.