

# technika lotnicza i astronautyczna

O. Wołczek: XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Bel

W. Stafiej: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego

M. Rabenda, M. Jeż: Optymalizacja wyłączenia pewnego przypadku wy

A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łągwińska: Frezarka FYA-31 ze sterowaniem

## Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów

Część I

### Obróbka cieplna tytanu i jego stopów

Oprac.: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dane dotyczące obróbki cieplnej radzieckich i amerykańskich stopów tytanu. W tablicy 1.1 podano warunki wyżarzania odprężającego technicznego tytanu i stopów tytanu, w tablicy 1.2. — warunki wyżarzania rekrytalizującego technicznego tytanu i stopów  $\alpha$ , w tablicy 1.3. — warunki wyżarzania rekrytalizującego radzieckich stopów  $\alpha + \beta$ , a w tablicy 1.4 — warunki wyżarzania rekrytalizującego amerykańskich stopów  $\alpha + \beta$  i stopu  $\beta$ . Ostatnia tablica 1.5 tego zestawu zawiera warunki obróbki cieplnej (przechłodzenia i starzenia) stopów  $\alpha + \beta$  i stopu  $\beta$ .

#### Literatura

1. Chimiija, metallowiedienije i obrabotka titana. Itogi nauki. Akademiija Nauk SSSR. Moskwa 1959.
2. Konstrukcionnye materialy. Enciklopedija Sowriemiennoj Tiechniki. Tom 1, 2 i 3. Sowetskaja Enciklopedija. Moskwa 1965.
3. Metals Handbook. Vol. 1. Properties and Selection of Metals. ASM. Ohio 1961.

4. Metals Handbook. Vol. 2. Heat Treating, Cleaning and Finishing ASM. Ohio 1964.
5. Properties, Specifications and Applications for Wrought Titanium Alloys. Data Sheet. Metal Progress nr 3, vol. 85. 1964.
6. Vordahl Milton B.: Mixed Phase, Alpha — Beta Titanium Base Alloys. (Crucible Steel Co. of America). Patent USA nr 3151003.

#### TREŚĆ ZESZYTU

|                                                                                                                                                                                            | Str. |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| O. Wołczek: XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie                                                                                                                       | 1    |
| W. Stafiej: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajowego (dokończenie)                                                                                                            | 4    |
| Pamięci inżyniera Jerzego Dąbrowskiego                                                                                                                                                     | 8    |
| M. Rabenda, M. Jeż: Optymalizacja wytrzymałości pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub                                                                                                  | 9    |
| A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łągwińska: Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym                                                                                                        | 13   |
| NOWOŚCI TECHNICZNE                                                                                                                                                                         | 18   |
| III Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Postępy w teorii i technice obróbki metalu”                                                                                                    | 22   |
| KRONIKA                                                                                                                                                                                    | 23   |
| NA POŁKACH KSIĘGARNI                                                                                                                                                                       | 23   |
| POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, część I, Obróbka cieplna tytanu i jego stopów — oprac. A. Ciszewski, i T. Radomski | okł. |

#### CONTENTS

|                                                                                                                                                                   | Page     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| O. Wołczek: International Astronautical Congress in Belgrade                                                                                                      | 1        |
| W. Stafiej: Criterion for choice of wing aerofoil for high performance glider (cont.)                                                                             | 4        |
| M. Rabenda, M. Jeż: Optimum stress conditions for some case of highly loaded screws                                                                               | 9        |
| A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łągwińska: Numerically controlled milling machine FYA-31                                                                            | 13       |
| TECHNICAL NEWS                                                                                                                                                    | 18       |
| III National Technical Conference: „The progress in the theory and practice of metal treatment”                                                                   | 22       |
| CHRONICLE                                                                                                                                                         | 23       |
| ON BOOKSELLER SHELVES                                                                                                                                             | 24       |
| DESIGNER'S DATA SHEETS: Treatment and jointing of titanium and alloys, part I — Heat treatment of titanium and its alloys — elab. by A. Ciszewski and T. Radomski | on cover |

#### СОДЕРЖАНИЕ

|                                                                                                                                                                                                      | Стр.       |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| O. Wołczek: XVIII Международный Астроавиатический Конгресс в Белграде                                                                                                                                | 1          |
| W. Stafiej: Критерия подбора профиля для планера с высоким достижением — (оконч.)                                                                                                                    | 4          |
| M. Rabenda, M. Jeż: Оптимальное направление некоторого случая высоконагруженных винтов                                                                                                               | 9          |
| A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łągwińska: Фрезерный станок FYA-31 с программным употреблением                                                                                                         | 13         |
| Технические новости                                                                                                                                                                                  | 18         |
| III Краевая научно-техническая Конференция „Прогресс в теории и технике металлообработки”                                                                                                            | 22         |
| Хроника                                                                                                                                                                                              | 23         |
| На книжных полках                                                                                                                                                                                    | 24         |
| Конструкторские пособия Авиационной и Астроавиатической техники. Обработка и соединение титана и его сплавов, часть I — Термическая обработка титана и его сплавов — обр. A. Ciszewski i T. Radomski | на обложке |



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

#### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

Redaktor techniczny: ALICJA BIL

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

#### RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1070/C. — R-6. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. **OLGIERD WOŁCZEK**

Wiceprezes Polskiego Towarzystwa  
Astronautycznego

629.19(0C)

## XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie

XVIII już z kolei Międzynarodowy Kongres Astronautyczny odbył się w dniach od 24 do 29 września 1967 r. w Belgradzie. Kongres prawie dokładnie zbiegł się z 10 rocznicą lotów kosmicznych. Zjazd belgradzki pomyślany też był jako pewnego rodzaju podsumowanie dorobku astronautycznego i nakreślenie perspektyw na przyszłość.

W pierwszych trzech kwartałach ubiegłego roku nie odnotowano wybitnych osiągnięć astronautycznych. Wręcz przeciwnie, okres ten został przyćmiony tragicznymi wydarzeniami: śmiercią 3 amerykańskich astronautów, śmiercią *Władimira Komarowa*. A jednak XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny wykazał, że w ciągu ostatniego roku — od poprzedniego spotkania w Madrycie — zrobiono duży krok naprzód. Wszelki postęp cechują dwie fazy rozwoju: skoki, po których następują okresy pracy podstawowej, nie mniej ważnej od przełomów. Ta właśnie mrówcza, niedostrzegalna nieraz praca przygotowuje nowe osiągnięcia, nowe wielkie sukcesy.

Kongres w Belgradzie odbywał się w pięknym Domu Młodzieży, a jego obrady toczyły się w większej jeszcze niż dotychczas ilości sekcji. Obok normalnych posiedzeń naukowo-technicznych typu referatowego i zebrań organizacyjnych rozwinęły się posiedzenia o charakterze sympozjów. W czasie Kongresu odbyły się aż cztery równoległe sympozja. Jedno z nich poświęcone było utworzeniu dużego laboratorium satelitarnego. Tematyką drugiego było do pewnego stopnia analogiczne, choć w istocie przecież odmienne labora-

torium — instytut badawczy na powierzchni Księżyca. Inne sympozjum poświęcone zostało nowemu tematu — historii astronautyki. Ostatnim wreszcie było kolokwium prawa kosmicznego, tradycyjnie już organizowane od 10 lat.

Główna tematyka posiedzeń referatowych dotyczyła zagadnień ustalonych od kilku lat: projektów obiektów kosmicznych, satelitów użytecznych, napędów, sterowania i kierowania, procesu wtargnięcia w atmosferę, astrodynamiki i bioastronautyki, a także kształcenia w dziedzinie astronautyki i z pomocą astronautyki.

### Wielkie i małe projekty kosmiczne

Projekty obiektów kosmicznych wiążą się w zasadniczy sposób z problemami inżynierii układowej, która stanowi nowy dział techniki. Jest to pewnego rodzaju synteza wielu innych gałęzi techniki. Jak wiadomo, każdy obiekt złożony — w dziedzinie astronautyki jest to np. rakieta nośna, sztuczny satelita Ziemi czy statek załogowy — stanowi zespół szeregu układów. Są to m.in.: korpus będący strukturą mechaniczną, układ napędowy lub też układ sterujący usytuowanie w przestrzeni. W zasadzie każdy z tych układów tworzy odrębną całość. Wiadomo jednak, że aby osiągnąć dobrze działającą całość, nie wystarczy złożyć te układy. Już w czasie projektowania i budowy poszczególnych układów trzeba uwzględnić konieczność optymalnego ich działania i eksploatacji w zespole. Tym właśnie zajmuje się inżynieria układowa.

Na Kongresie zwrócono uwagę na różne jej aspekty na przykładzie konkretnych urządzeń. I tak *R. J. Melberg*, dyrektor programu amerykańskich sztucznych satelitów Księżyca serii „Lunar Orbiter” w przedsięwzięciu Boeing, i *C. H. Nelson*, kierujący całym projektem tych obiektów z ramienia agencji kosmicznej NASA, przedstawili w swym referacie ich rozwój od strony zagadnień inżynierskich. Zwrócili oni uwagę m. in. na praktykę częstych przeglądów i kontroli poszczególnych elementów próbników „Lunar Orbiter”. Przeglądy te kończono wytypowaniem wszystkich nie rozwiązanych problemów i trudności, a następnie szukano najlepszych sposobów wyjścia z impasu.

Było tu rzeczą istotną, że nie można było sprawdzić działania próbników „Lunar Orbiter” w warunkach rzeczywistego lotu. Musiano zatem ograniczyć się do naśladowania tych warunków w odpowiednich urządzeniach naziemnych. Sprawdzono jednak działanie poszczególnych układów i całości próbnika w możliwie dokładny sposób. Poddano również szczególnie starannym badaniom współpracę urządzeń łączności z siecią ośrodków naziemnych łączności międzyplanetarnej. W wyniku tych badań zabezpieczono się przed ewentualnością przerwy w zasilaniu wspomnianych ośrodków energią elektryczną. Próbniki „Lunar Orbiter” zostały wyposażone w rodzaj mózgu elektronicznego, przechowującego w swych urządzeniach pamięciowych program działania, obejmujący m.in. rozkazy manewrowe na wypadek zaniku łączności z wymienioną siecią naziemną.

Interesujący przykład rozwoju projektu obiektu kosmicznego — konkretnie próbnika międzyplanetarnego typu „Pionier” — przedstawili w swoich referatach *Ch. Hall*, dyrektor z ramienia NASA i *A. Mickelwait*, dyrektor programu w przedsiębiorstwie TRW Systems. Zwrócono tu szczególnie uwagę na bardzo ważne problemy organizacyjne, od których sprawnego rozwiązania i realizacji zależało powodzenie całego przedsięwzięcia. Bardzo duża odpowiedzialność spoczywała na barkach specjalnego zespołu, który zajmował się analizą niepowodzeń i przeszkód w budowie i eksploatacji próbników „Pionier”. Praca tego zespołu miała decydujący wpływ na konstruowanie dalszych obiektów serii.

Z dwoma poprzednimi referatami organicznie łączyła się praca *J. Jamesa* z Jet Propulsion Laboratory, dotycząca ewolucji próbników typu „Mariner”. Przedstawiona tu została cała rodzina tych obiektów, łącznie z przyszłymi projektami, obejmującymi m. in. sztuczne satelity odpowiednich planet i samoczynne lądowniki. Na przykładzie „Marinerów” 2 (Wenus), 4 (Mars) i 5 (Wenus), zwrócono uwagę na problemy zwielokrotniania urządzeń i funkcji, wykorzystania pokładowej maszyny cyfrowej, wyposażonej w program działania oraz łączności na odległości rzędu setek milionów kilometrów.

Osobna sesja została poświęcona strukturom wysuwnym, składanym

i nadmuchiwanim. Należy pamiętać, że wiele obiektów kosmicznych wysyłanych jest w przestrzeń w innej konfiguracji zajmującej znacznie mniej przestrzeni niż ostateczna. Dopiero po znalezieniu się wysoko ponad powierzchnią Ziemi następuje wysunięcie różnych wysięgników z aparaturą, rozwinięcie tacy z bateriami ogniw słonecznych itd. Przeglądu całości zagadnienia dokonał na Kongresie *H. Schuerch*, ukazując bieżące i przyszłe, przewidywane tendencje rozwojowe.

Świetną ilustrację wykorzystania praktycznego struktur wysuwanych i składanych stanowił referat *W. Sculla* i *Th. Bearda* z Ośrodka Lotów Kosmicznych im. Goddarda na temat satelitów do wykonywania obserwacji geofizycznych z serii OGO. Obiekty te są wyposażone w 12—13 elementów wysuwanych i rozkładanych, uruchamianych pneumatycznie przy jednoczesnym wykorzystaniu sprężyn.

Interesującą koncepcję wykorzystania ciśnienia promieniowania słonecznego do napędu międzyplanetarnych statków, wyposażonych w specjalne, rozwijane łopaty, przedstawił *R. H. MacNeal*.

Zagadnienia wytrzymałościowe były poruszone na odrębnej sesji. Wy różniły się tu dwa referaty radzieckie. Jeden z nich, poświęcony naśladowaniu wpływu promieniowania jonizującego, występującego w przestrzeni kosmicznej na elementy statku kosmicznego, był opracowany

przez grupę badaczy obejmującą m.in. prof. *S. N. Wiernowa* — współodkrywcę promieniowania pierścieniowego naszej planety. Praca *E. I. Grigoliuka* natomiast dotyczyła ogólnej teorii konstrukcji przekładkowych i jej zastosowań.

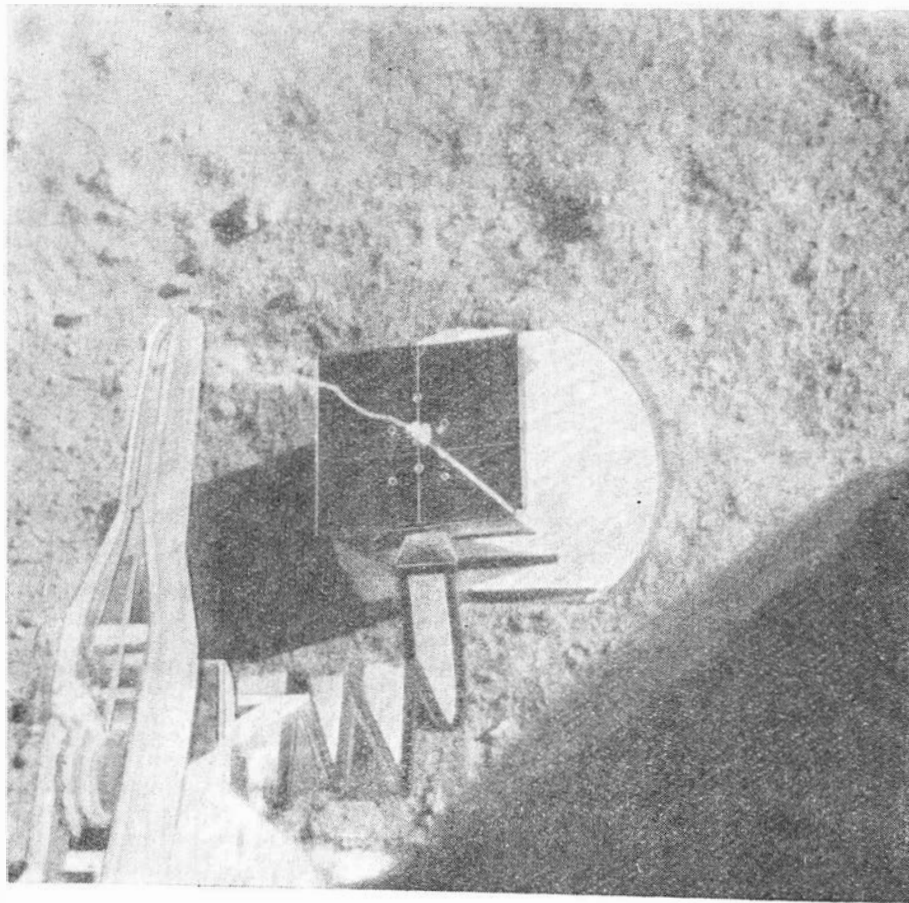
### Satelity użyteczne

Trzy sesje poświęcone satelitom użytecznym stanowiły przegląd bogatego dorobku, zwłaszcza w dziedzinie meteorologii satelitarnej. Specjaliści radzieccy przedstawili w tym zakresie aż 5 referatów. Dotyczyły one w zasadzie zagadnień tzw. inwersji danych pomiarowych — użytkowania informacji na temat rozkładu temperatur, wilgotności i innych parametrów atmosfery na podstawie zaobserwowanych natężeń odpowiednich promieniowań, rejestrowanych przez aparaturę sztucznych satelitów Ziemi. Wyróżniły się tu w szczególności trzy prace, których współautorem był znakomity uczony — znawca zagadnienia — prof. *K. J. Kondratiew* z Leningradu. Jak wiadomo, specjaliści radzieccy dysponują bogatym materiałem doświadczalnym, dostarczającym przez różne sztuczne satelity z serii „Kosmos” — w szczególności udoskonalone obiekty „Kosmos” 144 i „Kosmos” 156, tworzące jeden zespół zwany „Układem Meteor”.

Naukowcy amerykańscy natomiast omówili wyniki uzyskane dzięki satelitom z serii „Tiros” i „Nimbus”. *W. Norberg* z Ośrodka Lotów Kosmicznych im. Goddarda zwrócił uwagę na to, iż pomiary promieniowania wykonane za pomocą radiometrów wielokanałowych w zakresie promieniowania podczerwonego (pasma dwutlenku węgla i pary wodnej) i światła widzialnego umożliwiły wyznaczenie temperatur powierzchni Ziemi i atmosfery, bilansu energii promienistej oraz zawartości wilgoci w górnej troposferze. Dodatkowo uzyskano dzięki temu informacje na temat takich zjawisk, jak prądy strumieniowe, konwekcja atmosferyczna, wiry w stratosferze nad obszarami biegunowymi itd. Bardzo ciekawą pracę na temat całości środowiska geofizycznego człowieka, obejmującego morze, lądy, atmosferę oraz przestrzeń kosmiczną, a obserwowanego spoza Ziemi, przedstawił dr *J. Kuettner*, naczelnny specjalista w zakresie wiedzy kosmicznej agencji ESSA, której podlegają służby: meteorologiczna, oceanograficzna i ich odpowiednik kosmiczny.

Zagadnienia łączności na skalę międzyplanetarną poruszane były na ostatniej sesji poświęconej satelitom użytecznym. Referat radziecki *J. K. Chodarewa* dotyczył układu łączności dla statków międzyplanetarnych. Interesująca była również praca *M. Z. Krzywobłockiego* na temat możliwości kontroli rozchodzenia się fal radiowych w przypadku satelity znajdującego się w przestrzeni międzyplanetarnej bardzo daleko od Ziemi. Należy zaznaczyć, że prof. *Krzywobłocki*, wykładający na uniwersytecie Michigan, jest Polakiem z pochodzenia.

Rys. 1. Analizator składu gruntu księżycowego wysunięty z próbnika „Surveyor” 5 w czasie wykonywania pomiarów



## Napędy

Zagadnieniom napędów, stanowiącym trwałą pozycję międzynarodowych kongresów astronautycznych, poświęcono trzy pełne sesje. W pierwszej z nich współprzewodniczył również Polak z pochodzenia, prof. Kalifornijskiego Instytutu Technologii *Antoni Oppenheim*. Było to posiedzenie dotyczące aerodynamiki procesów spalania materiałów pędnych rakiet. Doskonały wstęp stanowił referat *R. Priema* z Ośrodka Badawczego im. Lewisa agencji kosmicznej NASA. Był on przeglądem wyników badań procesów spalania ciekłych materiałów pędnych w wymienionym ośrodku w ciągu ostatniego dziesięciolecia, o których owocności świadczy sam tytuł referatu: „Spalanie w rakietach na ciekłe materiały pędne — proces kontrolowany aerodynamicznie”.

Warto również zwrócić uwagę na pracę *F. S. Billiga* na temat spalania zewnętrznego w strumieniach nadźwiękowych. Jak wiadomo, procesy tego rodzaju odgrywają istotną rolę w udoskonalonych silnikach rakietowych najnowszej typu.

Natomiast referat radzieckiego specjalisty *W. Jagodka* dotyczył wyników doświadczalnych badań procesów spalania stałych materiałów pędnych.

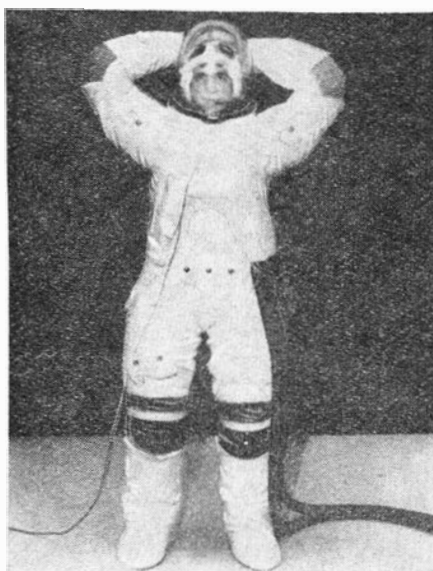
Ostatnia sesja w zakresie napędów dotyczyła układów przyszłościowych. Obok interesujących prac, takich jak referat prof. *H. Sato* z Instytutu Badań Kosmicznych i Lotniczych Uniwersytetu Tokijskiego, dotyczących japońskich osiągnięć w zakresie napędu elektrycznego rakiet, przedstawiono również kilka projektów dość fantastycznych, związanych z lotami międzygwiazdowymi.

## Astrodynamika i bioastronautyka

Astrodynamika — dział teoretyczny — zajmujący się orbitami sztucznych obiektów kosmicznych stanowi domenę nauki radzieckiej. Na 28 wygłoszonych w czasie czterech sesji referatów aż 8 zostało opracowanych przez naukowców radzieckich. Dwie prace pochodziły z Rumunii. Sesji poświęconej ruchowi swobodnemu przewodniczył uczony radziecki, prof. *G. N. Duboszin*. Druga sesja miała za swój przedmiot ruch wokół środka ciężkości. Pozostałe dwa posiedzenia dotyczyły zagadnień optymalizacji.

Inną dziedziną, w której prym wioda uczeni radzieccy, jest bioastronautyka. Na 25 przedstawionych prac połowa pochodziła ze Związku Radzieckiego. Współprzewodniczącym wszystkich sesji bioastronautycznych był znany radziecki naukowiec, prof. *O. G. Gazienco*.

Referaty dotyczyły zarówno układów umożliwiających podtrzymanie życia w warunkach kosmicznych, fizjologii kosmicznej, jak i zagadnień ogólnych. Zwróciły na siebie uwagę m.in. następujące prace: *N. A. Agazianina* i innych na temat wytrzymałości na niedotlenienie, *A. M. Genina* i innych na temat długotrwa-



Rys. 2. Nowy niepalny skafander kosmiczny, przeznaczony dla przyszłych astronautów, którzy odbywać mają loty w statkach załogowych typu „Apollo”

łych skutków działania atmosferą zawierającą tlen pod zmniejszonym ciśnieniem, *W. W. Antipowa* i innych na temat postępu badań łącznego działania na organizm promieniowania jonizującego i przyspieszeń, *T. W. Benewolenskiej* i innych na temat wpływu 62-dniowej hipodynamii (ograniczeń ruchów) na organizm ludzki, *W. W. Parina* i innych oraz *I. Akuliniczewa* i innych (dwa referaty) dotyczące układu sercowo-naczyniowego.

W dziedzinie bioastronautyki mieliśmy również dwa referaty polskie. Praca doc. dra *Z. Jethona* dotyczyła wpływu nagłych zmian mikroklimatu w symulatorze kabiny kosmicznej na krążenie krwi u człowieka. Referat prof. *L. Kaulbersza* i współpracowników omówił wydzielanie soków żołądkowych po intensywnym napromieniowaniu i przy jednoczesnym niedotlenieniu organizmu.

## Najnowsze wydarzenia

W czasie ostatnich kilku kongresów odrębne posiedzenia poświęcone zostały najnowszym wydarzeniom w zakresie astronautyki. W ubiegłym roku mieliśmy tutaj okazję do poznania wyników badań przeprowadzonych przez aparaturę specjalnego, sztucznego satelity Księżyca, zwanego „Lunar Explorer” lub „Explorer” 35. W przeciwieństwie do obiektów serii „Lunar Orbiter”, „Explorer” 35 stanowił początkowo sztuczny satelita Ziemi, który dzięki realizacji odpowiedniego manewru wszedł na orbitę satelitarną srebrnego globu. Obiekt ten obiega Księżyc po torze eliptycznym, którego periselene wynosi około 2500 km, zaś aposelene — około 9500 km. Tego rodzaju orbita umożliwiła zbadać strukturę przestrzeni międzyplanetarnej w sąsiedztwie Księżyca. w większej jednak odległości od jego powierzchni, niż było to możliwe dzięki dotychczasowym satelitom serii „Luna” i „Lunar Orbiter”. Najważniejsze wyniki misji „Explorer” 35 to stwierdzenie, iż Księżyc nie

akumuluje pole magnetyczne, niesionego przez wiatr słoneczny (strumień protonów o przeciętnej prędkości około 500 km/sek wysyłany nieustannie przez Słońce) i że wewnętrzna temperatura srebrnego globu nie przekracza 1000 °K.

W czasie omawianej sesji mieliśmy również okazję do zobaczenia kilku ciekawych filmów. Na jednym z nich pokazano dynamiczny rozwój francuskich badań kosmicznych. Na innym ujrzeliśmy, jak odbywało się kopanie rowka na Księżycu przez specjalne urządzenie amerykańskiego „Surveyora” 3. Filmy radzieckie dotyczyły „Mołni” 1 oraz klasycznych już próbników „Łuny” 9 i „Łuny” 10.

## Sprawy Międzynarodowej Federacji Astronautycznej

W czasie tzw. posiedzeń plenarnych Międzynarodowej Federacji Astronautycznej, na których reprezentował Polskie Towarzystwo Astronautyczne z ramienia jego Zarządu Głównego, omówiono szereg spraw organizacyjnych. Przeglądane zostały poprawki do statutu Federacji. Jako miejsce przyszłego kongresu obrano Nowy Jork. Kongres odbędzie się tam w dniach od 13 do 18 października 1968 roku. Obrano też nowe władze Federacji, której przewodniczącym został prof. *L. Napolitano*. Prof. *M. Łunc* z Polskiej Akademii Nauk pozostał przewodniczącym Komitetu Wydawniczego Federacji i wiceprzewodniczącym jej Komitetu Kształcenia.

# Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego

(dokończenie)

## Krażenie w kominie termicznym

Krażenie w kominie termicznym jest etapem przelotu, pozwalającym na nagromadzenie energii potencjalnej w miarę wzrostu wysokości, która zamieniana jest później w energię kinetyczną przeskoku międzykominowego.

Prędkość wznoszenia się w kominie zależy od następujących czynników:

meteorologicznego, tj. intensywności prądu wstępującego w kominie,

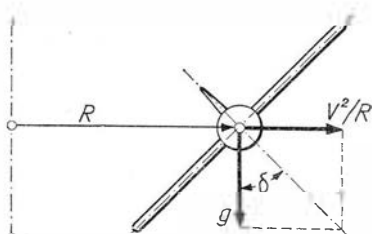
konstrukcyjnego, tj. prędkości opadania szybowca w krążeniu, będącej funkcją charakterystyki aerodynamicznej profilu skrzydła.

Drugim przeto kryterium doboru profilu skrzydła będą własności szybowca w krążeniu.

Prędkość opadania szybowca związana jest z prędkością lotu zależnością:

$$w = \frac{V}{d} \quad (4)$$

W praktyce zależność tę podaje się wykreślnie, chociaż można zastosować analityczną aproksymację tej funkcji w postaci wielomianu [1].



10. Szybowiec w krążeniu

Rozpatrując przyspieszenia działające na szybowiec podczas krążenia (rys. 10) uzyskuje się związek między prędkością krążenia, przechyleniem i promieniem krążenia:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{V^2}{R \cdot g}, \quad (5)$$

Prędkość opadania w krążeniu wynosi:

$$w_\delta = \frac{w}{\sqrt{\cos^2 \delta}}$$

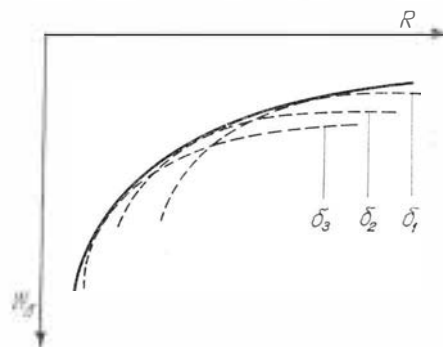
a w oparciu o (4) i (5):

$$w_\delta = \frac{1}{d} \sqrt{R g \frac{\sin \delta}{\cos^3 \delta}}$$

Dla ustalonego przechylenia  $\delta = \text{const}$ :

$$w_\delta = C \frac{1}{d} \sqrt{R} \quad (6)$$

przy czym dla każdego promienia krążenia  $R = \text{const}$  wielkość  $d$  związana jest zależnościami (4) i (5) z biegunową prędkości. Zależność (6) pozwala na wykreślenie pęku krzywych, z których każda odpowiada określonemu przechyleniu szybowca w czasie krążenia  $\delta = \text{const}$ . Obwiednię tych krzywych określającą opty-



11. Biegunowa krążenia

malne warunki krążenia nazwano „biegunową krążenia” (rys. 11). Kształt jej zależy od charakterystyki aerodynamicznej szybowca, a więc także i profilu skrzydła za pośrednictwem wielkości  $d$ . Biegunowa krążenia ma decydujący wpływ na zdolność szybowca do wykorzystywania wznoszeń w kominie termicznym.

Prędkość wznoszenia się mas powietrza wewnątrz komina jest funkcją jego promienia. Maksymalne wartości wznoszeń występują w centrum komina, aby na brzegach spaść do zera (rys. 12a). Próby matematycznego ujęcia tej zmienności w oparciu o obserwacje przeciętnych dla Polski warunków aerologicznych prowadzą do zależności (1):

$$w_k = w_{kc} - x \cdot R^n \quad (7)$$

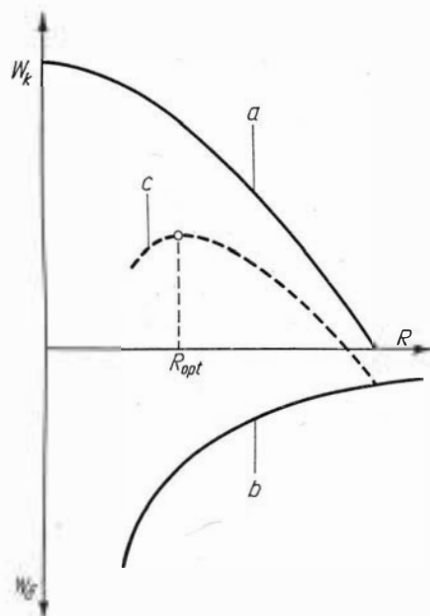
W celu dobrania profilu niekonieczna jest dokładna znajomość parametrów komina  $x$  i  $n$ . Wystarczy w raz założonym kształcie komina porównywać ze sobą wyniki uzyskane dla różnych wariantów profili, aby stwierdzić, które z nich są optymalne.

Prędkość wznoszenia się szybowca w kominie termicznym jest różnicą prędkości występujących mas powietrza i prędkości opadania szybowca (rys. 12a) krążącego z optymalnym przechyleniem dla danego promienia  $R$  (rys. 12b), czyli:

$$w_w = w_k - w_\delta \quad (8)$$

Charakter tej zależności przedstawiono na rys. 12c. Okazuje się, że najwyższą wartość wznoszenia uzyskuje szybowiec krążący na promieniu optymalnym  $R_{opt}$ .

Wielkość promienia optymalnego dla ustalonych parametrów szybowca (profil, obciążenie powierzchni nośnej, wydłużenie itd.) zależy od intensywności kominu, określonej prędkością wznoszenia się mas powietrza

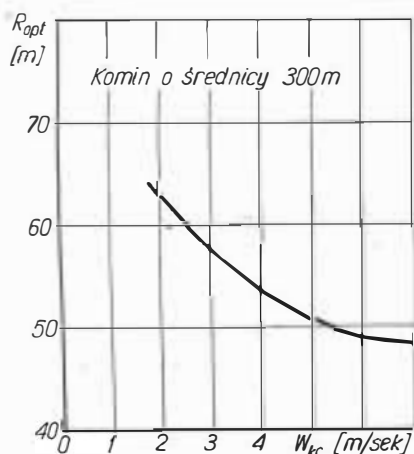


12. Krzywe kominowe

w jego centrum  $w_{kc}$ . Charakter tej zmiany podano na rysunku 13.

Konstruktor wybierając profil dający optymalne właściwości szybowca w krążeniu musi dokonać analizy polegającej na:

wykreśleniu biegunowej krążenia na podstawie biegunowej prędkości szybowca,



13. Zmiana optymalnego promienia krążenia w funkcji intensywności kominu

wykreśleniu teoretycznego rozkładu prędkości w kominie termicznym w funkcji promienia, zakładając dla pełnego obrazu zarówno komin obszerny (duży promień), jak też i ciasny (mały promień), przy różnych intensywnościach,

nałożeniu na siebie obu krzywych i otrzymaniu w wyniku wielkości maksymalnych wznoszeń szybowca w danych warunkach termicznych oraz optymalnego promienia krążenia.

Jednak ze względów fizjologicznych nie zawsze będzie możliwe krążenie na optymalnym promieniu. Krążenie na małym promieniu związane jest ze wzrostem przyspieszenia dośrodkowego, powodującego wzrost przeciążenia organizmu pilota. Wielkość tzw. „fizjolo-

gicznego” promienia krążenia [1] określona jest zależnością:

$$R_f = \frac{V_p^2}{g} \sqrt{\frac{k^4 + m^2 - 1}{m^2 - 1}} \quad (9)$$

Współczynnik  $k$  uzależnia promień fizjologiczny od umiejętności pilota. Waha się on w granicach od 1,0 dla bardzo wprawnych pilotów, do 1,1 dla mniej wprawnych. Wielkość współczynnika przeciążenia  $m$ , jakie potrafi znieść organizm w czasie dłuższego krążenia w kominie, waha się od 1,2 do 1,4, w zależności od odporności organizmu. Biorąc wartości skrajne dla wprawnego i odpornego fizycznie pilota wielkość promienia fizjologicznego staje się funkcją prędkości określoną zależnością:

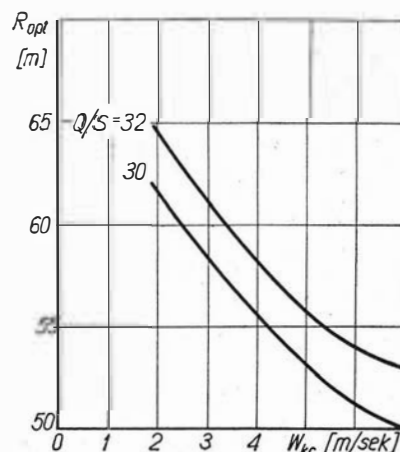
$$R_f = 0,011 \ 15 \ V_p^2 \quad (10)$$

w której prędkość przeciągnięcia w m/sek. Rozpatrywanie osiągnięć szybowca w krążeniu na promieniu niższym od fizjologicznego nie ma praktycznie wartości, gdyż pilot i tak po paru okrążeniach komin opuści.

Analizę własności szybowca w krążeniu najlepiej jest przeprowadzać tabelarycznie. Dla przykładu przeprowadzono obliczenia dla szybowca o obciążeniu powierzchni nośnej równym 28 kG/m<sup>2</sup>, przy zastosowaniu układów profili zebranych w tablicy 1. Rozpatrzone dwa typy kominów termicznych: obszerny i ciasny. Wyniki obliczeń zebrano w tablicy 2. Okazuje się, że w przytoczonym zestawie profili nie ma optymalnego.

Tablica 1

| Układ | Rodzaj profilu | Sposób mieszania profili        | Obszar objęty profilem wzdłuż rozpiętości                |
|-------|----------------|---------------------------------|----------------------------------------------------------|
| A     | FX61-168       | Skokiem w 65% półrozpiętości    | od cięciwy przykadłubowej do 65% półrozpiętości          |
|       | FX60-1261      |                                 | od 65 do 100% półrozpiętości                             |
| B     | NACA 63,618    | Skokiem w 60% półrozpiętości    | od cięciwy przykadłubowej do 60% półrozpiętości          |
|       | NACA 4415      |                                 | od 60 do 100% półrozpiętości                             |
| C     | NACA 65,412    | —                               | od 0 do 100% półrozpiętości                              |
| D     | NACA 65,415    | —                               | jak wyżej                                                |
| E     | FX61-168       | Ciągły na pełnej półrozpiętości | od cięciwy przykadłubowej liniowe przejście na FX60-1261 |
|       | FX60-1261      |                                 | od cięciwy końcowej liniowe przejście na FX61-168        |



14. Wpływ obciążenia powierzchni nośnej na wielkość optymalnego promienia krążenia

Tabela 2

| Układ | $V_{przec.}$<br>[km/h] | $R_{fizjol.}$<br>[m] | $W_{kc}$<br>[m/sek] | Komin obszerny<br>o średnicy 300 m |                   | Komin ciasny<br>o średnicy 150 m |                   |
|-------|------------------------|----------------------|---------------------|------------------------------------|-------------------|----------------------------------|-------------------|
|       |                        |                      |                     | $W_w$<br>[m/sek]                   | $R_{opt.}$<br>[m] | $W_w$<br>[m/sek]                 | $R_{opt.}$<br>[m] |
| A     | 64,0                   | 46                   | 2                   | 0,67                               | 64                | —                                | —                 |
|       |                        |                      | 3                   | 1,50                               | 57                | 0,51                             | 46                |
|       |                        |                      | 4                   | 2,37                               | 54                | 1,15                             | 45                |
|       |                        |                      | 5                   | 3,25                               | 52                | 1,81                             | 43                |
|       |                        |                      | 7                   | 5,00                               | 49                | 3,14                             | 42                |
| B     | 70,0                   | 56                   | 2                   | 0,52                               | 67                | —                                | —                 |
|       |                        |                      | 3                   | 1,35                               | 62                | 0,12                             | 51                |
|       |                        |                      | 4                   | 2,15                               | 61                | 0,68                             | 50                |
|       |                        |                      | 5                   | 3,00                               | 60                | 1,27                             | 48                |
|       |                        |                      | 7                   | 4,77                               | 57                | 2,47                             | 46                |
| C     | 63,9                   | 49                   | 2                   | 0,65                               | 60                | —                                | —                 |
|       |                        |                      | 3                   | 1,50                               | 58                | 0,48                             | 50                |
|       |                        |                      | 4                   | 2,35                               | 55                | 1,12                             | 47                |
|       |                        |                      | 5                   | 3,27                               | 53                | 1,80                             | 45                |
|       |                        |                      | 7                   | 5,02                               | 50                | 3,27                             | 40                |
| D     | 68,0                   | 52                   | 2                   | 0,42                               | 65                | —                                | —                 |
|       |                        |                      | 3                   | 1,24                               | 61                | 0,06                             | 49                |
|       |                        |                      | 4                   | 2,07                               | 60                | 0,67                             | 47                |
|       |                        |                      | 5                   | 2,95                               | 57                | 1,28                             | 46                |
|       |                        |                      | 7                   | 4,70                               | 55                | 2,28                             | 45                |
| E     | 66,5                   | 50                   | 2                   | 0,61                               | 60                | —                                | —                 |
|       |                        |                      | 3                   | 1,46                               | 58                | 0,33                             | 47                |
|       |                        |                      | 4                   | 2,27                               | 56                | 0,95                             | 46                |
|       |                        |                      | 5                   | 3,15                               | 55                | 1,60                             | 45                |
|       |                        |                      | 7                   | 4,93                               | 51                | 2,92                             | 43                |

Dla kominia obszernego o intensywności  $w_{kc} = 2$  m/sek najlepszy jest układ A, ale już przy intensywności  $w_{kc} = 7$  m/sek lepszy okazuje się układ C. Układy B i D dają własności zdecydowanie gorsze w całym zakresie rozpatrywanych intensywności kominia. Optymalne promienie krążenia w kominie obszernym są wszędzie większe od fizjologicznych. Obraz zdecydowanie zmienia się w kominie ciasnym, który właściwie może być wykorzystany dopiero przy intensywności wyższej od

## Przeskok międzykominowy

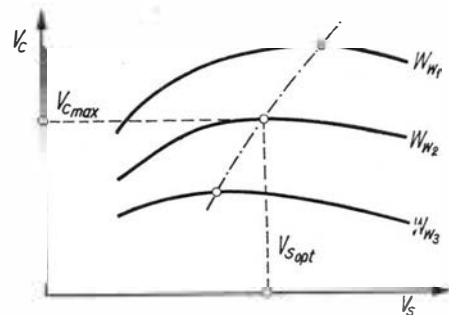
Drugim równie ważnym obok krążenia elementem przelotu szybowcowego jest przeskok międzykominowy. Prace z zakresu taktyki przelotowej [2] pozwoliły na wyprowadzenie wzoru określającego prędkość przelotową szybowca:

$$V_c = V_s \frac{w_w}{w_w + w_d + w} \quad (11)$$

Intensywność prądów opadających napotykanym podczas przeskoku międzykominowego jest proporcjonalna do średnich wartości wznoszenia szybowca w kominie napotykanym na trasie przelotu:

$$w_d = b \cdot w_w \quad (12)$$

przy czym piloci pragnąc bezpiecznie kalkulować zakładają wartość  $b = 0,2$ . Konstruktorowi dokonującemu jedynie analizy porównawczej, służącej do przeprowadzenia selekcji wśród rozpatrywanych profili skrzydła,



15. Prędkość przelotowa w funkcji prędkości przeskoku międzykominowego

wystarczy założenie  $b = 0$ , czyli że brak prądów opadających podczas przeskoku. W oparciu o ostatnie stwierdzenia i równanie (4) prędkość przelotową można przedstawić w postaci:

$$V_c = V_s \frac{1}{1 + \frac{V_s}{w_w \cdot d}} \quad (13)$$

Kształt krzywych określonych równaniem (13) przed-

Tabela 3

| Układ | $V_{przec.}$<br>[km/h] | $W_{min}$<br>[m/sek] | $V_{elc}$<br>[km/h] | $d_{max}$ | $V_{opt.}$<br>[km/h] | Biegunowa w zakresie prędkości przeskoku |      |      |      |
|-------|------------------------|----------------------|---------------------|-----------|----------------------|------------------------------------------|------|------|------|
|       |                        |                      |                     |           |                      | $V$ [km/h]                               | 120  | 140  | 160  |
| A     | 64,0                   | 0,708                | 75,5                | 34,3      | 100                  | $d$                                      | 29,8 | 23,3 | 19,5 |
|       |                        |                      |                     |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,12 | 1,67 | 2,40 |
| B     | 70,0                   | 0,720                | 85,0                | 34,0      | 94                   | $d$                                      | 27,8 | 21,6 | 16,2 |
|       |                        |                      |                     |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,20 | 1,40 | 2,68 |
| C     | 63,9                   | 0,757                | 95,0                | 36,5      | 104                  | $d$                                      | 33,4 | 26,3 | 19,5 |
|       |                        |                      |                     |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,00 | 1,48 | 2,28 |
| D     | 68,0                   | 0,775                | 90,0                | 32,8      | 104                  | $d$                                      | 30,9 | 25,3 | 19,8 |
|       |                        |                      |                     |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,08 | 1,54 | 2,24 |
| E     | 66,5                   | 0,720                | 76,0                | 34,9      | 105                  | $d$                                      | 30,9 | 23,9 | 18,7 |
|       |                        |                      |                     |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,07 | 1,63 | 2,40 |

$w_{kc} = 3$  m/sek, ale przy promieniach optymalnych niższych, ewentualnie równych fizjologicznym.

Wielkość promienia optymalnego przy dobranym już układzie może być jeszcze „regulowana” przez konstruktora wzrostem lub obniżaniem powierzchni nośnej. Wpływ obciążenia na optymalny promień krążenia dla układu A podano wykreślnie (rys. 14).

stawiony na rys. 15, jest funkcją wielkości wznoszenia się szybowca w kominach (średnich dla całej trasy) o określonej intensywności oraz funkcją kształtu biegunowej prędkości, wyrażonego wielkością  $d$ , wreszcie też funkcją prędkości przeskoku.

Kształt biegunowych prędkości dla układów A, B, C, D i E podano tabelarycznie (tabela 3), natomiast wielkości wznoszenia określono już w tabelicy 2.

Analiza krzywych podanych na rys. 15 prowadzi do wniosku, że istnieje tylko jedna wartość prędkości przeskoku  $V_{s\text{opt}}$ , dająca maksymalną wartość prędkości przelotowej  $V_{c\text{max}}$ , przy określonym wznoszeniu się szybowca  $w_w$ . Krzywe takie wykonuje konstruktor dla każdego układu profili, a uzyskane informacje w po-

Tablica 4

| Układ | $w_{kc}$<br>[m/sek] | Komin obszerny<br>o średnicy 300 m |                             | Komin ciasny<br>o średnicy 150 m |                             |
|-------|---------------------|------------------------------------|-----------------------------|----------------------------------|-----------------------------|
|       |                     | $V_{c\text{max}}$<br>[km/h]        | $V_{s\text{opt}}$<br>[km/h] | $V_{c\text{max}}$<br>[km/h]      | $V_{s\text{opt}}$<br>[km/h] |
| A     | 2                   | 46,0                               | 107                         | —                                | —                           |
|       | 3                   | 68,6                               | 119                         | 30,2                             | 106                         |
|       | 4                   | 82,9                               | 135                         | 61,4                             | 116                         |
|       | 5                   | 92,5                               | 146                         | 74,2                             | 126                         |
|       | 7                   | 108,2                              | 171                         | 91,9                             | 143                         |
| B     | 2                   | 38,0                               | 100                         | —                                | —                           |
|       | 3                   | 64,2                               | 115                         | 12,6                             | 95                          |
|       | 4                   | 77,1                               | 127                         | 44,7                             | 105                         |
|       | 5                   | 87,5                               | 138                         | 62,0                             | 114                         |
|       | 7                   | 103,0                              | 158                         | 81,7                             | 130                         |
| C     | 2                   | 46,9                               | 108                         | —                                | —                           |
|       | 3                   | 71,0                               | 125                         | 39,3                             | 107                         |
|       | 4                   | 84,8                               | 131                         | 62,2                             | 118                         |
|       | 5                   | 95,2                               | 145                         | 76,8                             | 130                         |
|       | 7                   | 110,1                              | 166                         | 95,5                             | 145                         |
| D     | 2                   | 33,8                               | 110                         | —                                | —                           |
|       | 3                   | 64,0                               | 123                         | 6,9                              | 107                         |
|       | 4                   | 79,9                               | 135                         | 45,9                             | 109                         |
|       | 5                   | 91,9                               | 147                         | 64,1                             | 117                         |
|       | 7                   | 108,5                              | 167                         | 84,9                             | 134                         |
| E     | 2                   | 45,0                               | 110                         | —                                | —                           |
|       | 3                   | 69,5                               | 119                         | 30,0                             | 107                         |
|       | 4                   | 82,5                               | 133                         | 57,0                             | 112                         |
|       | 5                   | 93,5                               | 147                         | 72,0                             | 120                         |
|       | 7                   | 109,0                              | 165                         | 84,7                             | 135                         |

staci wielkości  $V_s$  i  $V_c$  przy danej wartości  $w_w$  stanowią kryterium doboru profilu dla uzyskania optymalnych warunków przeskoku. Wyniki analizy zebrano w tablicy 4. Ocenę własności przelotowych szybowca w zależności od układu profili przeprowadzono również przy założeniu kominów obszernych oraz ciasnych, mających intensywności identyczne do przyjmowanych w analizie krążenia. Tablica ta także przyznaje wyższość układowi A i C, chociaż przy noszeniach silnych układy D i E są im równorzędne. Wnioski te dotyczą zarówno kominów obszernych, jak też i ciasnych.

## Wnioski

Konstruktor mając do wyboru szereg układów profilowych musi wybrać optymalny, przy uwzględnieniu pozostałych parametrów szybowca, jak obciążenie powierzchni, obrys skrzydła, wydłużenie itd. Decyzja nie należy tutaj do łatwych, gdyż np. doskonałe własności jakiegoś zestawu profili w przypadku przeciągnięcia mogą go zupełnie dyskwalifikować w przypadku przeskoku międzykominowego. Słowem układ musi być korzystny w całym zakresie prędkości lotu. Trzeba więc nieraz rezygnować z przyjemnego przeciągnięcia na korzyść płynące z przyjętego profilu w zakresie krążenia i przeskoku w postaci wysokiej prędkości przelotowej.

Spośród przytoczonych przykładów kombinacji profili A, B, C, D i E układ C wydaje się mieć najkorzystniejsze własności aerodynamiczne, pomimo dosyć ostrej charakterystyki  $c_z = f(\alpha)$  dla profilu NACA 65<sub>1</sub> 412. Jednakże decyzja konstruktora i tutaj musi napotkać na trudności. Względnie niski, bo 12-procentowy profil stawia pod znakiem zapytania możliwość zachowania obciążenia powierzchni nośnej w założonym wymiarze 28 kG/m<sup>2</sup>. Niski profil wymaga zastosowania niskiego, a więc i cięższego dźwigara czy grubszej skorupy, aby zapewnić dostateczną wytrzymałość skrzydła. Płat sta-

Tablica 5

| Układ profili                                                                          | Parametry skrzydła           |            |                                       | $V_{przec.}$<br>[km/h] | $w_{min}$<br>[m/sek] | $V_{ek}$<br>[km/h] | $d_{max}$ | $V_{opt.}$<br>[km/h] | Biegunowa w zakresie prędkości przeskoku |      |      |      |
|----------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------|------------|---------------------------------------|------------------------|----------------------|--------------------|-----------|----------------------|------------------------------------------|------|------|------|
|                                                                                        | obrys trapezowy o zbieżności | wydłużenie | obciążenie powierzchni nośnej [kg/m²] |                        |                      |                    |           |                      | $V$ [km/h]                               | 120  | 140  | 160  |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      |                                          |      |      |      |
| FX61-168 i FX60-1261<br>zmiana skokiem                                                 | 0,319                        | 19,4       | 30                                    | 66,2                   | 0,714                | 78,0               | 35,1      | 104,0                | $d$                                      | 31,4 | 25,0 | 19,4 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,06 | 1,56 | 2,29 |
| ” ”                                                                                    | 0,319                        | 19,4       | 32                                    | 68,2                   | 0,736                | 80,4               | 35,1      | 107,2                | $d$                                      | 32,0 | 25,9 | 20,7 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ m/sek                                | 1,04 | 1,50 | 2,15 |
| ” ”                                                                                    | 0,300                        | 18,5       | 30                                    | 66,3                   | 0,733                | 78,0               | 34,3      | 103,5                | $d$                                      | 30,7 | 25,0 | 19,6 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,08 | 1,56 | 2,27 |
| ” ”                                                                                    | 0,400                        | 17,2       | 30                                    | 65,7                   | 0,756                | 78,2               | 33,9      | 103,7                | $d$                                      | 30,9 | 24,4 | 19,2 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,08 | 1,59 | 2,32 |
| NACA 65 <sub>1</sub> 412 stały na całej rozpiętości                                    | 0,400                        | 17,2       | 30                                    | 66,0                   | 0,782                | 97,6               | 36,5      | 107,8                | $d$                                      | 32,7 | 27,0 | 20,8 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,02 | 1,44 | 2,13 |
| NACA 65 <sub>2</sub> 415 stały na całej rozpiętości                                    | 0,400                        | 17,2       | 30                                    | 70,5                   | 0,802                | 87,1               | 32,8      | 107,5                | $d$                                      | 29,5 | 25,9 | 21,7 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,13 | 1,50 | 2,05 |
| NACA 65 <sub>1</sub> 412 i NACA 65 <sub>2</sub> 415 zmienne liniowo wzdłuż rozpiętości | 0,400                        | 17,2       | 28                                    | 65,0                   | 0,765                | 94,7               | 34,6      | 103,3                | $d$                                      | 32,5 | 25,9 | 20,2 |
|                                                                                        |                              |            |                                       |                        |                      |                    |           |                      | $w$ [m/sek]                              | 1,04 | 1,50 | 2,20 |

je się więc cięższy, przyczyniając się do wzrostu obciążenia powierzchni nośnej. W poprzednich rozdziałach jako kryterium doboru profili rozpatrzono jedynie czynnik aerodynamiczny, grający na pewno rolę decydującą. Nie należy jednak zapominać i o czynniku konstrukcyjnym, który jak wynika z ostatniego przykładu może w pewnych przypadkach zadecydować.

Obliczenie charakterystyk krążenia i charakterystyk przeskokowych jest dosyć pracochłonne. A już szczególnie żmudne jest ściśle wyznaczanie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. Konstruktor nie mający programów na maszyny cyfrowe może uciec się (w celach porównawczych) do metody uproszczonej wyznaczania rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości według Schrenka [3], znacznie ułatwiającej rachunek.

Wszystkie problemy dotyczące przeciągnięcia, krążenia i przeskoku prowadzą do jednego generalnego wniosku, iż w każdym zakresie prędkości decydującą rolę odgrywa niewątpliwie przebieg biegunowej prędkości. Dlatego wstępnym krokiem do każdej analizy musi być wykreślenie wspomnianej krzywej. Wzięte do analizy przypadki kombinacji *A*, *B*, *C*, *D* i *E* wybrane zostały spośród innych układów, dla których przebiegi biegunowych prędkości podano w tablicy 5.

#### Oznaczenia

- b* — współczynnik intensywności prądów opadających w obszarach międzykominowych
- C* — wielkość stała
- c<sub>x</sub>* — współczynnik oporu szybowca
- c<sub>z</sub>* — współczynnik siły nośnej
- c<sub>zmax</sub>* — współczynnik siły nośnej dla krytycznego kąta natarcia
- α* — doskonałość szybowca w locie ślizgowym
- d<sub>max</sub>* — maksymalna doskonałość szybowca w locie ślizgowym
- g* — przyspieszenie ziemskie
- k* — współczynnik umiejętności krążenia
- l* — cięciwa profilu skrzydła

- m* — współczynnik przeciążenia w krążeniu
- n* — wykładnik potęgowy paraboli rozkładu prędkości prądów wznoszących w kominie
- Q* — ciężar szybowca w locie
- R* — promień komina lub promień krążenia
- R<sub>f</sub>* — fizjologiczny promień krążenia
- R<sub>opt</sub>* — optymalny promień krążenia
- Re* — liczba Reynoldsa
- S* — powierzchnia nośna
- V* — prędkość lotu
- V<sub>c</sub>* — prędkość przelotowa
- V<sub>cmax</sub>* — maksymalna prędkość przelotowa
- V<sub>ek</sub>* — prędkość ekonomiczna
- V<sub>opt</sub>* — prędkość optymalna
- V<sub>p</sub>* — prędkość przeciągnięcia
- V<sub>s</sub>* — prędkość przeskoku międzykominowego
- V<sub>sopt</sub>* — optymalna prędkość przeskoku międzykominowego
- w* — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym
- w<sub>d</sub>* — prędkość prądów opadających na odcinkach międzykominowych
- w<sub>k</sub>* — prędkość prądów wznoszących na rozpatrywanym promieniu komina
- w<sub>kc</sub>* — prędkość prądów wznoszących w centrum komina
- w<sub>min</sub>* — minimalna prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym
- w<sub>w</sub>* — prędkość wznoszenia się szybowca w kominie
- wδ* — prędkość opadania szybowca w krążeniu
- x* — współczynnik paraboli rozkładu prędkości prądów wznoszących w kominie
- y* — współrzędne wzdłuż rozpiętości płata
- α* — kąt natarcia
- α<sub>kryt</sub>* — krytyczny kąt natarcia
- δ* — kąt przechylenia szybowca w krążeniu
- r* — kinematyczny współczynnik lepkości powietrza
- ρ* — gęstość powietrza

#### Literatura

1. Nowakowski W.: „Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych”, *TECHNIKA LOTNICZA*, nr 5 z 1958 r.
2. Makula E., Skrzydlewski S., Wielgus S.: „Przeloty szybowcowe”.
3. Przepisy budowy sprzętu lotniczego. Dział G — szybowce 1959 r.

## Pamięci inżyniera Jerzego Dąbrowskiego

Niedawno doszła do nas smutna wiadomość o śmierci znanego konstruktora lotniczego z okresu przedwojennego Jerzego Dąbrowskiego. Starsze pokolenie pamięta to nazwisko, związane z ówczesnymi międzynarodowymi sukcesami polskimi w lotnictwie. Wielu z nas obojętnie znało tego skromnego konstruktora o dużej artysty, inni młodsi — umieją skojarzyć Jego nazwisko ze słynnymi samolotami bombowymi „Łosiami”, które broń polskiego nieba w 1939 r. Jerzy Dąbrowski zaczął studia w Akademii Sztuk Pięknych, a skończył na wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej. Jeszcze jako student w 1924 r. skonstruował jednomiejscowy samolot sportowy, zaś po ukończeniu Politechniki w fabryce firmy „Plage i Łaskiewicz” w Lublinie współpracował z inż. Jerzym Rudlickim przy konstrukcji samolotu wywiadowczego

„Lublin R.VIII”. Po przejściu do Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie inż. Dąbrowski wspólnie z inż. Kottem skonstruował łącznikówkę PZL. Ł.2. Samolot ten wstąpił się w 1931 r. rajdem kpt. Skarżyńskiego dookoła Afryki. Inż. Dąbrowski rozpoczął współpracę z inż. Misztalem, której owocem był sportowy samolot metalowy PZL.19. Samolot ten z pilotem kpt. Bajanem zdobył drugie miejsce w III Challenge w 1932 r. Na IV Challenge zespół inż. Dąbrowskiego skonstruował świetny samolot metalowy PZL.26. Wówczas powierzono inż. Dąbrowskiemu zaprojektowanie samolotu bombowego PZL.37 pod nazwą „Łoś”. Samolot ten uzyskał złoty medal w Salonie paryskim w 1937 r. i brał później udział w działaniach II wojny światowej. W następnych latach inż. Dąbrowski opracował konstrukcję rozwojową — bombo-

wiec „Miś” (prototyp uległ zniszczeniu w 1939 r.) oraz samolot myśliwski o wyższych osiągnięciach niż współczesny mu „Messerschmidt 109” i późniejszy „Focke-Wulf 190”.

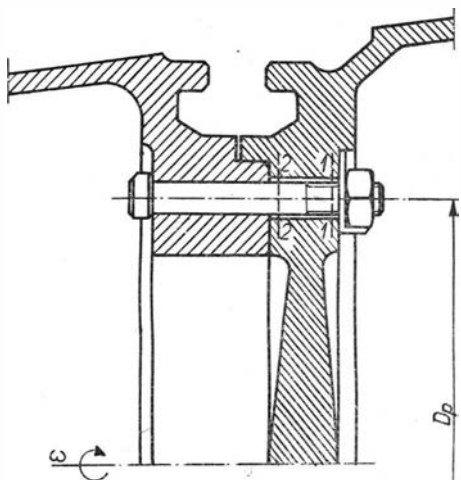
Po wybuchu wojny inż. Dąbrowski zostaje ewakuowany do Anglii, po czym wstępuje do służby w Polskich Siłach Zbrojnych, zostaje odkomenderowany do Francji, wreszcie jako pracownik RAF zajmuje się modernizacją samolotów brytyjskich. W latach 1948—1955 inż. Dąbrowski pracuje w brytyjskim przemyśle lotniczym, zaś od 1955 r. w firmach amerykańskich — początkowo w „Cessna”, zaś przez ostatnie 8 lat w biurze rozwojowym „Boeinga”.

Z bólem żegnamy Jerzego Dąbrowskiego, wybitnego polskiego konstruktora lotniczego. Z.

## Optimalizacja wyłączenia pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub

*W niniejszym artykule podano metodę obliczeń śrub w bębnowo-tarczowych wirnikach sprężarek silników turbinowych oraz wyprowadzono warunek optymalizacji ich wyłączenia przez dobór momentu wstępnego napinania śrub przy montażu. Wyznaczenie optymalnego stanu obciążenia śrub zilustrowano przykładem liczbowym.*

W wirnikach osiowych sprężarek silników turbinowych stosuje się stosunkowo często rozwiązanie konstrukcyjne typu bębnowo-tarczowego. Poszczególne elementy sprężarki są wtedy połączone ze sobą śrubami pracującymi pod wysokim obciążeniem (rys. 1). Dążenie do polepszenia technologiczności wirników bębnowo-tarczowych narzuca warunek pasowania śrub je-



Rys. 1. Schemat połączenia śrubowego wirnika sprężarki o konstrukcji bębnowo-tarczowej

dynie na jednym z dwóch elementów łączonych. Duże siły odśrodkowe obciążają wtedy dodatkowo śruby momentem zginającym. Poza tym śruby obciążone są wstępnie naprężeniami rozciągającymi (oraz skręcającymi od tarcia na gwincie) wskutek napinania ich kluczem dynamometrycznym, co ma na celu wywołanie sił tarcia pomiędzy elementami łączonymi, przeciwdziałających się ich względnemu przemieszczeniu od przenoszonego momentu skręcającego. W obszarze ostatnich stopni sprężarki panuje stosunkowo wysoka temperatura, powodująca dodatkowe obciążenie rozciągające śrub w przypadku stosowania materiałów o różnych współczynnikach rozszerzalności cieplnej.

W związku z powyższym połączenia śrubowe w szybkoobrotowych konstrukcjach typu bębnowo-tarczowego, w przypadku pasowania tylko na jednym elemencie łączonym, pracują w bardzo ciężkich warunkach. Dokładne obliczenie naprężeń panujących w śrubach

oraz opracowanie kryteriów ich minimalizacji są warunkami nieodzownymi dla prawidłowej pracy połączeń śrubowych tego typu.

W niniejszej pracy podano metodę obliczenia stanu obciążenia śrub oraz wyprowadzono warunek jego optymalizacji przez dobór momentu wstępnego napinania śrub przy montażu. Wyznaczenie optymalnego stanu obciążenia zilustrowano przykładem liczbowym.

### Oznaczenia

- $d$  [mm] — średnica zewnętrzna gwintu śruby,
- $d_p$  [mm] — średnica podziałowa gwintu śruby,
- $d_r$  [mm] — średnica rdzenia gwintu śruby,
- $D_p$  [mm] — średnica podziałowa rozmieszczenia śrub na obwodzie,
- $s$  [mm] — skok gwintu,
- $S$  [mm] — rozwartość klucza nakrętki,
- $l_1, \dots, l_4$  [mm] — długości wg rys. 2,
- $G_n$  [kG] — ciężar nakrętki,
- $G_t$  [kG/mm] — ciężar jednostki długości trzpienia śruby,
- $G_s$  [kG/mm] — ciężar jednostki długości nagwintowanej części śruby,
- $i$  — ilość śrub łączących,
- $E$  [kG/mm<sup>2</sup>] — moduł sprężystości podłużnej materiału śruby,
- $\Delta\alpha$  [mm/m°C] — różnica współczynników liniowej rozszerzalności cieplnej materiałów elementów łączących i łączonych,
- $\alpha$  [stopień] — kąt linii wzniosu gwintu,
- $\beta = \arctg \frac{s}{\pi d_p}$  — kąt pochylenia linii śrubowej gwintu,
- $\varphi' = \arctg \frac{\mu_g}{\cos \frac{\alpha}{2}}$  — kąt tarcia na gwincie,
- $\mu_g$  — współczynnik tarcia na gwincie,
- $\mu_n$  — współczynnik tarcia nakrętki o podkładkę,
- $\mu_t$  — współczynnik tarcia między elementami łączonymi,
- $\omega_{obl}$  [sek<sup>-1</sup>] — obliczeniowa (maksymalna) prędkość kątowa wirnika,

$M_{sk}$  [kGm] — moment skręcający przenoszony między elementami łączonymi,  
 $M_{kl}$  [kGm] — moment na kluczu podczas napinania śruby,  
 $P_{nap}$  [kG] — siła napięcia wstępnego,  
 $\sigma$  [kG/mm<sup>2</sup>] — naprężenie normalne,  
 $\tau$  [kG/mm<sup>2</sup>] — naprężenie styczne,  
 $\sigma_{0,2}$  [kG/mm<sup>2</sup>] — umowna granica sprężystości (przy trwałym wydłużeniu 0,2%),  
 $t_m$  [°C] — temperatura montażu,  
 $t_r$  [°C] — temperatura robocza,  
 $a, \dots f$  — wielkości stałe.

### Stan obciążenia śrub

Rozrózniono dwa stany obciążenia śrub:

obciążenie w stanie spoczynku konstrukcji, powstałe wskutek wprowadzenia napięcia wstępnego oraz

obciążenie robocze, wynikające z nałożenia się stanu naprężeń wywołanych warunkami pracy na stan napięcia wstępnego.

Taki podział pozwolił w następnych rozdziałach na określenie metody doboru optymalnego stanu obciążenia śrub. Składowe obciążenia w obu przypadkach opisano szczegółowo poniżej wraz z podaniem wzorów obliczeniowych.

Napinanie wstępne śrub podczas montażu konstrukcji sprężarki wykonuje się kluczem dynamometrycznym aż do osiągnięcia założonego momentu na kluczu  $M_{kl}$ . Wywołuje to w rdzeniu śruby (przekrój 1-1 na rys. 1) naprężenia normalne:

$$\sigma_{nap1} = \frac{4 P_{nap}}{\pi \cdot d_r^2} \quad (1)$$

oraz naprężenia styczne skręcające wywołane tarciami na gwincie o wartości maksymalnej [1]:

$$\tau_{nap1} = \frac{8 P_{nap} d_p \operatorname{tg}(\beta + \varrho')}{\pi d_r^3} \quad (2)$$

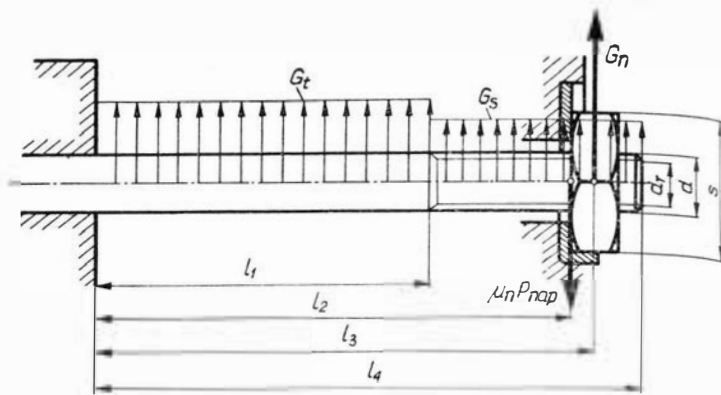
Silę napięcia wstępnego  $P_{nap}$  występującą w powyższych wzorach określono jako funkcję momentu na kluczu  $M_{kl}$ , który pokonuje tarcie na gwincie i tarcie nakretki o unieruchomiona podkładkę [1]:

$$M_{kl} = P_{nap} \left[ \frac{d_p}{2} \operatorname{tg} (\beta + \varrho') + \frac{S^2 + S \frac{d}{2} + \left( \frac{d}{2} \right)^2}{S + \frac{d}{2}} \mu_n \right] 10^{-3} \quad (3)$$

Napężenie zredukowane stanu wyężenia śrub obliczono wg hipotezy maksymalnej potencjalnej energii odkształcenia postaciowego *M. T. Hubera*:

$$\sigma_{zr\ sp} = \sqrt{\sigma_{nap1}^2 + 3\tau_{nap1}^2} = a M_{KL} \quad (4)$$

Roboczy stan obciążenia konstrukcji określa się przy obliczeniowej prędkości kątowej  $\omega_{obl}$ . Składają się nań naprężenia spoczynkowe  $\sigma_{nap2}$  i  $\tau_{nap2}$  obliczone dla przekroju utwierdzenia śruby (2-2 na rys. 1), naprężenia gnące  $(\sigma_g)_{max}$  od nadwyżki momentów sił odśrodkowych nad tarciovymi pod nakrętką oraz termiczne  $\sigma_t$  w przypadku zastosowania materiałów śrubowych



Rys. 2. Schemat obciążeń połączenia śrubowego

i części łączonych o różnych współczynnikach rozszerzalności i pracy połączenia w wysokiej temperaturze. Określają je kolejno następujące wzory:

$$\sigma_{nap2} = \frac{4P_{nap}}{\pi d^2} = b M_{kl} \quad (5)$$

$$\tau_{nap2} = \frac{8P_{nap} d_p \operatorname{tg}(\beta + \varphi')}{\pi d^3} = c M_{kl} \quad (6)$$

$$(\sigma_g)_{\max} = \frac{32}{\pi d^3} \frac{D_p \omega_{obl}^2}{2g} \left[ G_n l_3 + G_t \frac{l_1^2}{2} + G_s \frac{(l_4 - l_i)^2}{2} \right] + \mu_n P_{nap} l_2 = d - e M_{kl} \quad (7)$$

$$\sigma_t = E \cdot \Delta\alpha \cdot (t_r - t_m) 10^{-3} = f = \text{const} \quad (8)$$

Naprężenie zredukowane w stanie roboczym wynosi:

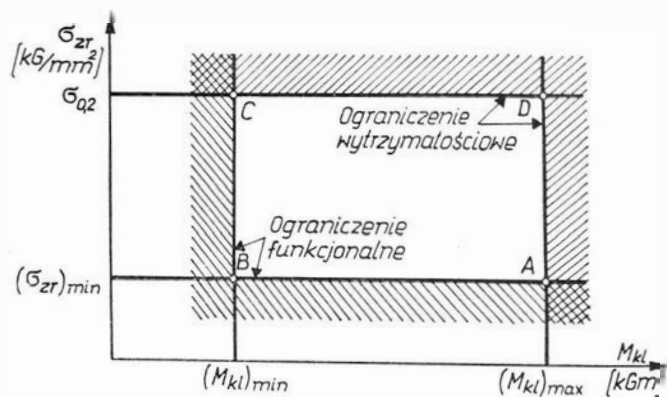
$$\begin{aligned} \sigma_{zr \text{ rob}} &= \sqrt{(\sigma_{nap2} + \sigma_{g \text{ max}} + \sigma_t)^2 + 3 \tau_{nap2}^2} = \\ &= \sqrt{[b M_{kl} + (d - e M_{kl}) + f]^2 + 3 (c M_{kl})^2} \end{aligned} \quad (9)$$

Ze względu na bierny charakter sił tarcia ( $e M_{kl}$ ), zmniejszających jedynie działanie sił odśrodkowych ( $d$ ), przy  $M_{kl} \geq \frac{d}{e}$  będzie  $d - e M_{kl} = 0$ .

### Podstawowe warunki ograniczające obciążenie śrub

Stan obciążenia śrub jest ograniczony dwustronnie następującymi warunkami:

- naprężenie maksymalne w śrubach nie powinno przekroczyć umownej granicy sprężystości  $\sigma_{0,2}$ ,
- naprężenie minimalne w śrubach powinno uniemożliwić wzajemne przesunięcie się części łączonych pod wpływem momentu skręcającego.



Rys. 3. Podstawowe ograniczenia stanu wyteżenia śrub

Wychodząc z tych dwóch podstawowych założeń można wyznaczyć dopuszczalny zakres naprężeń oraz momentów na kluczu, zapewniający prawidłową pracę śrub. Dla ilustracji zagadnienia, oprócz analitycznego wyznaczenia granic obszaru dopuszczalnego, przedstawiono ten obszar we współrzędnych  $\sigma$ ,  $M_{kl}$  (rys. 3).

Dopuszczalne naprężenie maksymalne  $\sigma_{0,2}$  ogranicza pole wykresu z góry prostą  $CD$ . Warunek ten można zapisać następująco:

$$(\sigma_{zred})_{\max} = \sigma_{0,2} \quad (10)$$

Dla ograniczenia szukanego dopuszczalnego obszaru z prawej strony (rys. 3 — patrz prosta  $AD$ ) należy wyznaczyć maksymalną wartość momentu na kluczu  $(M_{kl})_{\max}$  wywołującą w śrubie w stanie spoczynku naprężenie zredukowane równe umownej granicy sprężystości  $\sigma_{0,2}$ :

$$(M_{kl})_{\max} = \frac{(\sigma_{zr \text{ sp}})_{\max}}{a} = \frac{\sigma_{0,2}}{a}$$

gdzie:

$a$  — współczynnik proporcjonalności ze wzoru (4).

Wartość minimalnego napięcia w śrubie określa się ze wzoru:

$$(P_{nap})_{\min} = \frac{2M_{sk}}{D_p \text{ i } \mu_k} \quad (11)$$

Na podstawie znanego  $(P_{nap})_{\min}$  otrzymuje się ze wzorów (3) i (4) wartość dolnej granicy zredukowanego naprężenia w stanie spoczynku  $(\sigma_{zr \text{ sp}})_{\min}$ , ograniczającego pole  $\sigma - M_{kl}$  od dołu (rys. 3 — prosta  $AB$ ). Z drugiej strony na podstawie wzoru (3) oblicza się minimalny moment na kluczu  $(M_{kl})_{\min}$  ograniczający pole wykresu z lewej strony (rys. 3 — prosta  $BC$ ).

W rezultacie, na podstawie warunków wytrzymałościowych i funkcjonalnych, otrzymano obszar  $ABCD$  (rys. 3) zawierający dopuszczalne stany obciążeń połączeń śrubowych.

### Optimalizacja stanu wyężenia śrub

Najkorzystniejsze warunki pracy połączeń śrubowych w całym zakresie eksploatacji, poza spełnieniem przez nie warunków opisanych w poprzednim rozdziale, występują przy napięciu wstępnym zapewniającym jednakowe naprężenia zredukowane w śrubach zarówno podczas spoczynku, jak i podczas pracy, tzn. przy takim napięciu, że maksymalne naprężenia w śrubach podczas pracy nie przekroczą naprężeń wprowadzonych przez napięcie wstępne. Moment na kluczu  $M_{kl}$  wprowadzający takie napięcie wstępne znajduje się przez przyrównanie wzorów (4) i (9):

$$a M_{kl} = \sqrt{[b M_{kl} + (d - e M_{kl}) + f]^2 + 3 (c M_{kl})^2} \quad (12)$$

Rozwiązując równanie (12) otrzymuje się:

$$\left[ M_{kl}^2 a^2 - (e - b)^2 - 3c^2 \right] + 2(d + f)(e - b)M_{kl} - (d + f)^2 = 0$$

$$M_{kl1,2} = - \frac{(d + f)(e - b) \pm \sqrt{a^2 - 3c^2}}{a^2 - (e - b)^2 - 3c^2} \quad (13)$$

Jednakże w przypadku, gdy obliczona wg wzoru (13) dodatnia wartość momentu na kluczu jest równa lub większa od  $d/e$ , optymalnym momentem na kluczu będzie  $(M_{kl})_{opt} = d/e$ . Wynika to z faktu, że przy tej wartości  $M_{kl}$  moment sił tarcia nakrętki o podkładkę

względem przekroju utwierdzenia śruby równoważy całkowicie moment sił odśrodkowych.

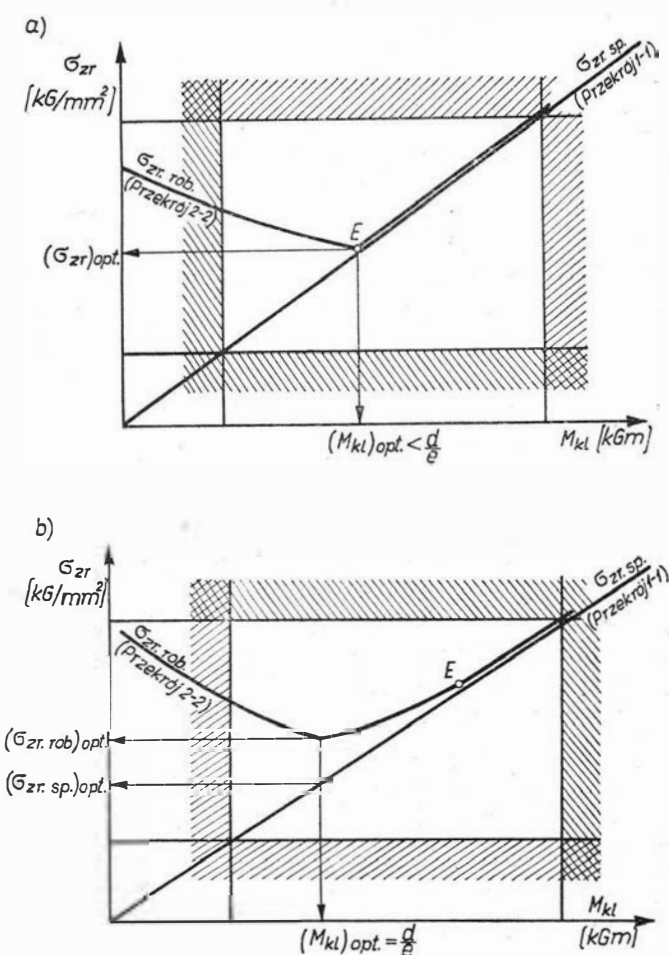
Dalsze zwiększanie sił tarcia przez zwiększanie momentu na kluczu jest wobec tego bezcelowe przy danej maksymalnej prędkości obrotowej sprężarki. Przypadek taki może mieć miejsce wówczas, gdy śruby podczas pracy podlegają dodatkowemu obciążeniu, np. wywołanemu wysoką temperaturą przy różnicy współczynników rozszerzalności cieplnej materiałów zastosowanych na elementy łączone i łączące.

Optymalny moment na kluczu, zapewniający minimalne wyężenie śruby jednocześnie dla stanu spoczynku i stanu roboczego, można uzyskać również drogą graficzną. W tym celu należy wykreślić w układzie współrzędnych  $\sigma$  i  $M_{kl}$  (rys. 4, por. rys. 3) dwie krzywe, a mianowicie

$$\sigma_{zr \text{ sp}} = a M_{kl}$$

$$\sigma_{zr \text{ rob}} = \sqrt{[b M_{kl} + (d - e M_{kl}) + f]^2 + 3 (c M_{kl})^2}$$

z zastrzeżeniem, że przy  $M_{kl} \geq d/e$  zachodzi  $d - e M_{kl} = 0$ , czyli wzajemne równoważenie się sił odśrodkowych  $d$  i sił tarcia  $e M_{kl}$ .



Rys. 4. Graficzne przedstawienie optymalnego momentu na kluczu

- przypadek wyznaczenia optimum przez warunek równości maksymalnych naprężeń zredukowanych spoczynkowych i roboczych,
- przypadek wyznaczenia optimum przez warunek zerowania się naprężeń gnących w przekroju utwierdzenia

Jeśli punkt zrównania się wartości tych dwóch funkcji ma miejsce przy  $M_{kl} \leq d/e$ , wyznacza on na wykresie jednocześnie wartość optymalnego naprężenia w śrubie  $\sigma_{opt}$  oraz optymalnego momentu na kluczu  $(M_{kl})_{opt}$  (punkt  $E$  na rys. 4a).

Jeśli punkt zrównania się wartości funkcji  $\sigma_{zr\ sp} = f_1(M_{kl})$  i  $\sigma_{zr\ rob} = f_2(M_{kl})$  ma miejsce przy  $M_{kl} > d/e$ , optymalny moment na kluczu będzie odpowiadał  $(\sigma_g)_{\max} = 0$  — wzór (7) — i wynosił  $(M_{kl})_{opt} = d/e$ , natomiast naprężenia będą wyznaczone przez punkty przecięcia się odciętej  $(M_{kl})_{opt}$  z krzywymi  $\sigma_{zr\ sp}$  i  $\sigma_{zr\ rob}$  (rys. 4b).

Jeśli moment na kluczu podczas montażu jest mniejszy od  $(M_{kl})_{opt}$ , naprężenie w śrubie przy napinaniu osiągnie wartość  $\sigma_F < \sigma_{opt}$ , a w czasie pracy wzrośnie do wartości  $\sigma_G > \sigma_{opt}$ .

Jeśli moment na kluczu jest równy lub większy od  $(M_{kl})_{opt}$ , to naprężenie w śrubie wywołane napięciem wstępnym będzie większe od optymalnego, a w czasie pracy ten stan obciążenia utrzyma się (wyjątkowo w przypadku optimum wyznaczonego przez  $(\sigma_g)_{\max} = 0$  — rys. 4b — oraz spełnienia warunku  $d/e \leq M_{kl} < M_{klE}$ , przy czym  $M_{klE}$  jest wartością spełniającą warunek  $\sigma_{zr\ sp} = \sigma_{zr\ rob}$ , wystąpi wzrost naprężenia w śrubie podczas pracy).

Warunkiem możliwości przeprowadzenia optymalizacji napięcia wstępnego, tj. znalezienia  $(M_{kl})_{opt} \neq 0$  jest istnienie minimum funkcji  $\sigma_{zr\ rob} = f_2(M_{kl})$ . Stwierdzono, że pociąga to za sobą konieczność spełniania przez konstrukcję warunku:

$$e > b$$

Stąd korzystając ze wzorów (5) i (7) otrzymano:

$$\frac{32 \mu_n l_2}{\pi d^3} > \frac{4}{\pi d^2}$$

Dla współczynnika tarcia  $\mu_n$ , który w konstrukcjach sprężarek mieści się zwykle w granicach 0,15÷0,25 (dla stali o stal  $\mu_n = 0,15$ , dla stali o dural  $\mu_n = 0,20$ , dla duralu o dural  $\mu_n = 0,25$  [2]) warunek możliwości optymalizacji rozważanego przypadku wyteżenia śrub sprowadza się do następującego, zwykle spełnionego konstrukcyjnie, ograniczenia geometrii połączenia:

$$l_2 > \frac{d}{8\mu_n} = (0,5 \div 0,84)d \quad (14)$$

#### Przykład obliczeniowy

Obliczyć optymalny moment na kluczu i optymalne naprężenie zredukowane w stanach spoczynku i roboczym dla 38 śrub M6 drobnozwojnych pierwszego szeregu rozmieszczonych na średnicy  $D_p = 300$  mm i przenoszących moment  $M_{sk} = 196,5$  kGm. Sprawdzić, czy obliczone wartości mieszczą się w polu  $\sigma - M_{kl}$  dopuszczalnym ze względów wytrzymałościowych i funkcjonalnych. Śruby te są wykonane ze stali 18HNWA, natomiast spośród łączonych tarcz korpusu sprężarki jedna jest ze stali 18HNWA, a druga z duralu AK-4. Prędkość kątowa sprężarki wynosi  $\omega_{ob1} = 1675$  sek<sup>-1</sup>. Zastosowano nakrętki nienormalne o wysokości 4,5 mm i rozwarości klucza 9 mm. Pozostałe dane połączenia są następujące:  $d_p = 5,513$  mm,  $d_r = 5,08$  mm,  $s = 0,75$  mm,  $\alpha = 60^\circ$ ,  $\gamma = 7,88$  G/cm<sup>3</sup>,  $E = 2,03 \cdot 10^4$  kG/mm<sup>2</sup>,  $\Delta\alpha = (23-16) 10^{-3} = 7 \cdot 10^{-3}$  mm/m °C,  $t_m = 15^\circ\text{C}$ ,  $t_r = 184^\circ\text{C}$ ,  $l_1 = 5$  mm,  $l_2 = 7,6$  mm,  $l_3 = 9,6$  mm,  $l_4 = 13$  mm,  $\sigma_{0,2} = 80$  kG/mm<sup>2</sup>,  $\mu_g = \mu_n = 0,15$ ,  $\mu_t = 0,20$ .

Obliczenia wykonano w oparciu o wzory przytoczone w poprzednich rozdziałach:

wg (14)  $l_2 = 7,6 > \frac{d}{1,2 \div 2} = 5 \div 3$  — optymalizacja jest możliwa,

wg (3)  $M_{kl} = 11,7 P_{nap} 10^{-4}$  [kGm],

wg (1), (2) i (4)  $a = \frac{\sigma_{zr\ sp}}{M_{kl}} = 54,1$  kGmm<sup>-2</sup>/kGm,

wg (5)  $b = \frac{\sigma_{nap2}}{M_{kl}} = 30,2$  kGmm<sup>-2</sup>/kGm

wg (6)  $c = \frac{\tau_{nap2}}{M_{kl}} = 11,8$  kGmm<sup>-2</sup>/kGm,

wg (7)  $d = 48,5$  kG/mm<sup>2</sup>,  $e = 45$  kGmm<sup>-2</sup>/kGm,

wg (8)  $f = \sigma_t = 24$  kG/mm<sup>2</sup>,

wg (13)  $M_{kl1} = \frac{-(48,5+24)(45-30,2) + \sqrt{(54,1^2 - 3 \cdot 11,8^2)}}{54,1^2 + (45 - 30,2)^2 - 3 \cdot 11,8^2} = 3,05$  kGm (nie ma sensu),

$M_{kl2} = \frac{-(48,5+24)(45-30,2) - \sqrt{54,1^2 - 3 \cdot 11,8^2}}{54,1^2 + (45 - 30,2)^2 - 3 \cdot 11,8^2} = 1,38$  kGm

ale:

$\frac{d}{e} = \frac{48,5}{45} = 1,08$  kGm =  $(M_{kl})_{opt} < M_{kl2}$  (patrz rys. 4b).

Optymalne wartości naprężeń zredukowanych będą wynosić:

wg (4)  $(\sigma_{zr\ sp})_{opt} = a (M_{kl})_{opt} = 54,1 \cdot 1,08 = 58,5$  kG/mm<sup>2</sup>,

wg (9)  $(\sigma_{zr\ rob})_{opt} = [30,2 \cdot 1,08 + (48,5 - 45 \cdot 1,08) + 24]^2 + 3(11,8 \cdot 1,08)^2 = 61$  kG/mm<sup>2</sup>.

Pozostaje sprawdzenie, czy obliczone wartości optymalne mieszczą się w polu  $\sigma - M_{kl}$ , ograniczonym wytrzymałościowo i funkcjonalnie (rys. 3):

$(\sigma_{zr\ rob})_{opt} = 61$  kG/mm<sup>2</sup> <  $\sigma_{0,2} = 80$  kG/mm<sup>2</sup>,

$(M_{kl})_{opt} = 1,08$  kGm <  $(M_{kl})_{\max} = \frac{\sigma_{0,2}}{a} = 1,48$  kGm,  $2 \cdot 196,5$

wg (11)  $(P_{nap})_{\min} = \frac{300 \cdot 10^{-3} \cdot 38 \cdot 0,20}{2 \cdot 196,5} = 173$  kG,

wg (4)  $(M_{kl})_{\min} = 11,7 \cdot 173 \cdot 10^{-4} = 0,203$  kGm,

więc:  $(M_{kl})_{opt} > (M_{kl})_{\min}$ ,

$(\sigma_{zr})_{opt} = 58,5$  kG/mm<sup>2</sup> >  $(\sigma_{zr})_{\min} = a (M_{kl})_{\min} = 11$  kG/mm<sup>2</sup>.

Obliczone optimum spełnia wszystkie wymagane warunki.

Przedstawiona powyżej metoda pozwala racjonalnie dobrać moment napięcia wstępnego połączeń śrubowych w szybkoobrotowych konstrukcjach bębnowo-tarczowych. Zastosowanie jej do wszystkich grup połączeń śrubowych występujących w konstrukcji umożliwia przejrzystą analizę poziomu i symetrii ich obciążeń oraz przeprowadzenie trzech współzależnych unifikacji, a mianowicie:

- 1) ujednolicenie momentu napięcia wstępnego  $M_{kl}$ ,
- 2) ujednolicenie geometrii połączeń śrubowych,
- 3) ujednolicenie obciążeń zredukowanych w śrubach.

Niewielkie modyfikacje pozwolą zastosować tę metodę do analizy wytrzymałościowej pokrewnych konstrukcji.

#### Literatura

1. „Kempe's Engineers Year-Book”, Morgan Brothers Ltd Londyn 1961 r.
2. Birgier, Szorr, Szejderowicz: „Rasciot detalej maszin”, Moskwa 1959.
3. Komunikaty Zakładów Mechanicznych im. M. Nowotki, Dodatek nr 10, 8/1967, W-wa, Fort Wola; „Pęknięcia zmęczeniowe. Rozważania nad nowoczesnymi metodami obliczania śrub”.
4. „Aircraft fasteners”, Aircraft Engineering, 1963, t. 35, nr 6, str. 203—204.

## Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym

### Adaptacja frezarki FYA-31 do układu sterowania programowego ciągłego SPF-100

Na podstawie analizy wymiarów detali przeznaczonych do obróbki przy zastosowaniu obrabiarki ze sterowaniem programowym określono typowość obrabiarki. Biorąc pod uwagę frezarkę wspornikową pionową produkowaną przez polski przemysł obrabiarkowy pod kątem przydatności jej budowy do adaptacji, wytypowano jako optymalną frezarkę FYA-31 produkcji Zakładów Przemysłowych im. 1 Maja w Pruszkowie.

Frezarkę tę cechuje duża sztywność konstrukcji oraz łatwość zastosowania do sterowania programowego.

Frezarkę FYA-31 wyposażono w trzy układy napędowe posuwów dla stołu i głowicy oraz układy pomiarowe.

Jako element napędowy zastosowano silnik hydrauliczny STO-10 produkcji WSK Wrocław. Jest to sil-

nik wielotłoczkowy o obrotach nominalnych 2000 obr/min, przy czym pobór oleju równa się  $10 \text{ cm}^3/\text{obr.}$  Moment obrotowy tego silnika na wałku wynosi  $1,3 \text{ kGm}$  przy spadku ciśnienia  $\Delta p = 10 \text{ atm.}$

Olej z zasilacza hydraulicznego sterowany jest do silnika zaworem elektrohydraulicznym produkcji angielskiej typu Moog.

Zawór ten jest dwustopniowym czterodrogowym wzmacniaczem.

Zasilacz hydrauliczny oparty na zasadzie stałego wydatku pompy został skonstruowany przez Instytut Lotnictwa. Schemat zasilacza hydraulicznego przedstawia rys. 1. Olej AMG10 zasysany jest przez pompę zębatą (11) ze zbiornika i tłoczony przez zespół filtrów (2, 3), zawór jednokierunkowy (4), mikrofiltry (6) do elektrozaworów hydraulicznych (7). Ciśnienie oleju ustala zawór przelewowy (10). W celu wytłumienia pulsacji układu zastosowano hydroakumulator membranowy (9). Zawór odcinający (5) rozładowuje ciśnienie w instalacji.

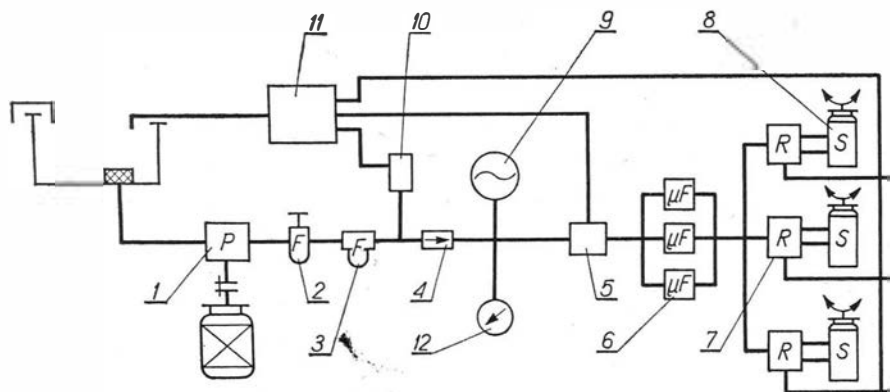
Temperatura oleju utrzymywana jest w granicach  $18-22^\circ\text{C}$  za pomocą chłodnicy wodnej (11) pracującej w układzie otwartym. Manometr (12) wskazuje ciśnienie w układzie.

Ruch obrotowy wałka silnika hydraulicznego (8) poprzez przekładnię bezluzową kół zębatych o przełożeniu  $1/3$  przenosi się na śrubę pociągową z bezluzową nakrętką kulkową o skoku  $S_p = 5$ . Elementem kasującym luz w przekładni zębatej są (4) sprężyny wbudowane w podwójne koło.

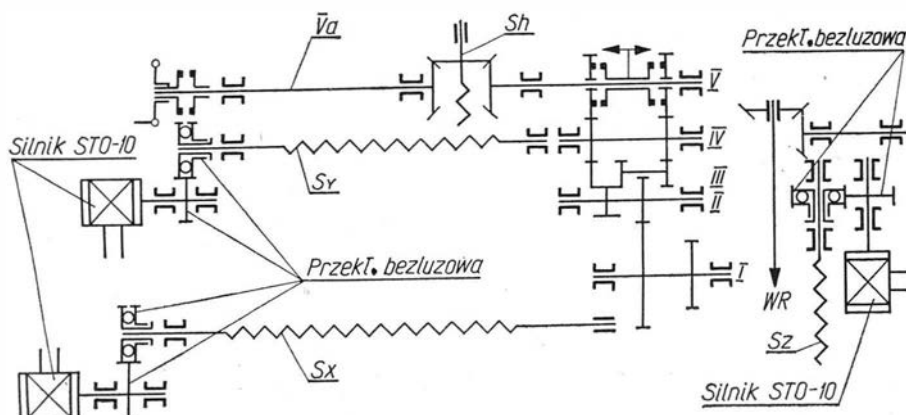
Schemat kinematyczny napędu posuwu stołu i głowicy frezarki został pokazany na rys. 2. Należy podkreślić, że wysokie wymagania stawiane mechanizmom napędu posuwów, układowi robocznemu oraz elementom napędowym podyktowane są charakterem pracy obrabiarek sterowanych programowo (tor narzędzia jest sumą ruchów posuwowych). Napęd posuwowy musi być dostatecznie szybki w celu wiernego odtworzenia sygnału sterującego. Dlatego też wymaga się od mechanizmów przekładniowych wysokiej dokładności wykonania, dużej sprawności, sztywności i bezluzowości działania przy zmianie kierunku ruchu. Od układu posuwu wymaga się wysokiej dokładności geometrycznej, a od elementów napędowych małych stałych czasowych oraz szerokiego zakresu regulacji obrotów. Jeżeli chodzi o siłę tarcia, a zwłaszcza ich nieciągłość, to powinna być sprowadzona do minimum.

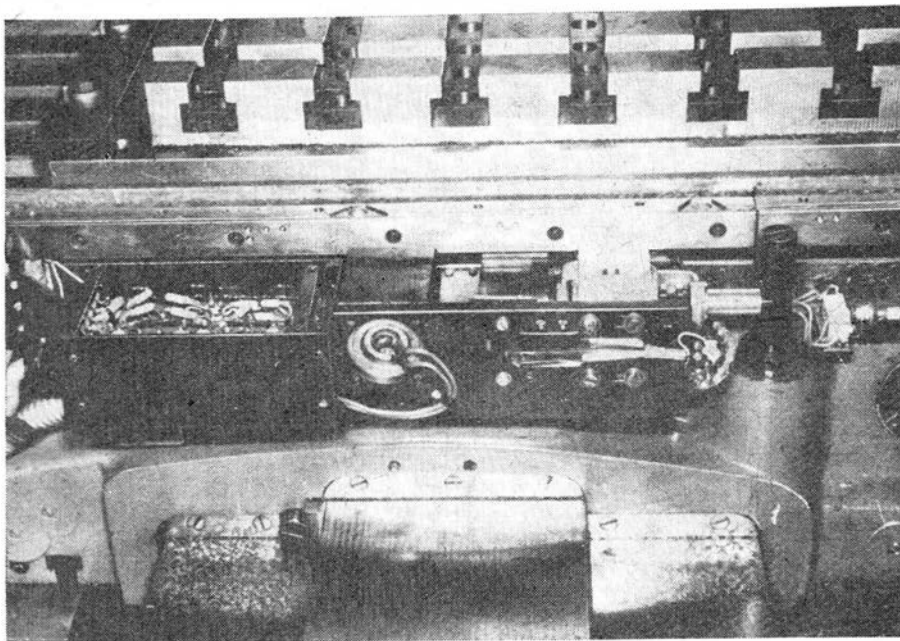
Układy pomiarowe oparte na zjawisku *Moire'a* zainstalowane zostały na frezarce w ten sposób, aby odkształcenia sprężyste elementów obrabiarki w czasie pracy oraz luzu na prowadnicach nie miały większego wpływu na dokładność pomiaru. Jeden z nich (pomiar przesuwu stołu w osi X) przedstawiony został na rys. 3. Składa się on z trzech zasadniczych elementów: listwy pomiarowej długiej związanej z elementem roboczym — przesuwym obrabiarki, bębna z linią śrubową napędzanego silnikiem synchronicznym oraz listwy pomiarowej krótkiej, która wraz z bębniem związana jest z elementem nieruchomym

Rys. 1



Rys. 2





Rys. 3

obrabiarki. Przyjęta wielkość podziałki rastra wynosi 0,5 mm. Z listwy pomiarowej długiej otrzymuje się sygnał położenia elementu roboczego, natomiast z listwy pomiarowej krótkiej sygnał odniesienia, zwany zegarem.

Należy zwrócić uwagę, że tego typu układy pomiarowe mierzą bezpośrednio przemieszczenia elementów roboczych. Pozwala to uniknąć błędów wprowadzonych przez element pośredniczący, jak np. w przypadku związania układu pomiarowego ze śrubą pociągową, błędu wprowadzanego przez przekładnię. Napęd posuwów frezarki wykonano w Zakładzie WSK Świdnik na podstawie dokumentacji wykonanej w Instytucie Elektrotechniki.

Układy pomiarowe zostały zaprojektowane i wykonane w Instytucie Elektrotechniki.

Napęd i sterowanie obrotów wrzeciona oraz włączenie sprzęgła głównego obrabiarki pozostało bez zmian. tzn. takie jak w oryginalnej obrabiarce FYA-31. Sterowania ręcznego posuwów, włączania i wyłączania silnika głównego obrabiarki i zasilacza hydraulicznego, jak również uruchomienia cyklu automatycznego obróbki i wyłączenia awaryjnego obrabiarki dokonuje się za pomocą przycisków umieszczonych na dwóch pulpitanach sterujących.

Pierwszy znajduje się bezpośrednio przy obrabiarce, drugi na szafce sterującej, obok urządzenia odczytującego taśmę magnetyczną.

Mechanizm odczytu taśmy zaprojektowany został i wykonany w Instytucie Elektrotechniki. Zadaniem tego mechanizmu jest równo-

mierny przesuw taśmy magnetycznej w stosunku do głowicy odczytującej. Należy podkreślić, że chwilowa nierównomierność przesuwu taśmy ma duży wpływ na poprawność działania całego układu. Po szeregu doświadczeń i prób z różnymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi opracowano i wykonano w Instytucie Elektrotechniki mechanizm, którego chwilowa nierówność prędkości przesuwu taśmy wynosi 0,06—0,08%.

Urządzenie to pod względem nierównomierności chwilowej przesuwu jest porównywalne z podobnymi produkowanymi przez wyspecjalizowane firmy jak np. Sander-Janzen w NRD.

*Wielkości charakterystyczne oraz niektóre parametry obrabiarki:*

obroty wrzeciona takie jak w oryginalnej frezarce FYA-31:  
wielkości przesuwów stołu w osi X 580 mm,  
wielkości przesuwów sań w osi Y 220 mm,  
wielkości przesuwów głowicy w osi Z 135 mm,  
prędkość ruchów ręcznych w osi X i Y 500 mm/min,  
prędkość ruchów ręcznych w osi Z 250 mm/min,  
prędkość ruchów ręcznych zwolnionych dla wszystkich osi X, Y, Z 50 mm/min  
wielkość posuwu ster. programowego w osiach X, Y 240 mm/min,  
wielkość posuwu ster. programowego w osi Z 150 mm/min,  
dopuszczalne przyspieszenie dla wszystkich osi X, Y, Z  $a = 2 \text{ mm/sek}^2$ ,  
szerokość taśmy magnetycznej sterującej  $1/4''$ ,

prędkość taśmy magnetycznej sterującej 19,05 cm/sek,

czas obróbki sterowanej programowo z jednej taśmy sterującej o długości 1000 m ok. 1,5 godz.

całkowita moc pobierana przez układ 8,5 kW,

temperatura oleju w zasilaczu hydraulicznym (chłodzenie wodą) 18—22 °C.

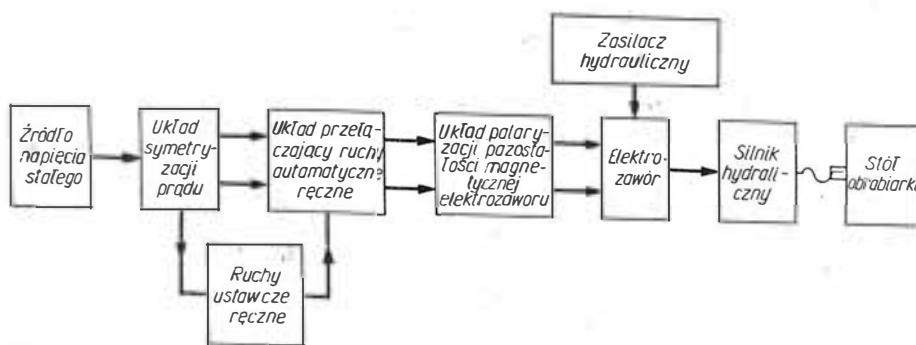
### Układ sterowania ciągłego SPF-100

Układ obejmuje dwie części: sterowania w pętli otwartej, tj. ruchy ręczne stołu i głowicy, sprowadzenie elementów roboczych w osiach X, Y, Z do początku układu współrzędnych i sterowanie w pętli zamkniętej, tj. właściwą obróbkę.

#### a. Układ sterowania w pętli otwartej

Każda frezarka ze sterowaniem liczbowym musi mieć oprócz właściwego układu automatycznej obróbki dodatkowy układ sterowania przekątnikowo-stycznikowy, który pozwalałby na wykonanie szeregu czynności nie objętych pętlą sprzężenia zwrotnego. Należą do nich ręczne posuwy stołu, sań i głowicy, uruchomienie urządzenia przesuwu taśmy magnetycznej, niezależnie od obróbki, włączenie i wyłączenie zasilacza hydraulicznego itp. Również wszelkiego rodzaju zabezpieczenia przed awarią, jak blokada posuwu stołu przy różnym od górnego położenia głowicy, zabezpieczenie podwójnymi zderzakami przed przejechaniem krańcowych położań elementów roboczych wchodzi w omawiany układ. Sterowanie w pętli otwartej można podzielić na dwie funkcjonalne części, z których pierwsza obejmuje niezależne włączanie i wyłączanie poszczególnych podzespołów, druga przygotowanie frezarki do pracy w zamkniętej pętli sprzężenia zwrotnego. Schemat blokowy układu przedstawiono na rys. 4.

Ze źródła prądu stałego poprzez układ symetryzacji i człon polaryzacji pozostałości magnetycznej zasilany jest elektrozawór sterujący. Jeżeli w obu cewkach płynie jednakowy prąd, to elektrozawór znajduje się w stanie równowagi i zamknięty jest dopływ oleju do silnika hydraulicznego. Układ symetryzacji prądowej zrealizowano za pomocą trzech potencjometrów o liniowych charakterystykach i stałej oporności



Rys. 4

w funkcji temperatury w zakresie od 10° do 50°C. Człon polaryzacji w celu poprawienia charakterystyki elektrozaworu  $Q = f(\Delta I)$  (zniesienie pętli histerezy, zmniejszenie strefy nieczułości). Blok ten zrealizowano jako generator prądu zmiennego  $i = I \sin \omega t$  o częstotliwości  $f = 360$  Hz, dobranej na drodze empirycznej. Wartość skuteczna prądu podmagnesywania wynosi 0,6 do 0,7 mA.

Ażeby spowodować przesuw elementu roboczego w danym zwrocie, należy zwiększyć prąd w jednej z cewek elektrozaworu. Jak już było powiedziane, zastosowany elektrozawór jest dwustopniowym czterodrogowym wzmacniaczem elektrohydraulicznym typu Moog. Różnica prądów w cewkach powoduje przepływ oleju do silnika hydraulicznego. Przesuw w danym zwrocie uzyskuje się przez naciśnięcie przycisku sterowniczego, umieszczonego na pulpicie znajdującym się przy obrabiarce. Naciśnięcie przycisku powoduje zwarcie sekcji oporów znajdujących się w obwodzie odpowiedniej cewki. Zwolnienie przycisku rozłą-

cza styki zwierające opory i następuje wyrównanie prądów w obu cewkach.

Druga część układu sterowania w pętli otwartej dotyczy automatycznych czynności poprzedzających pracę frezarki z układem sterowania w pętli zamkniętej. Po wstępnym przygotowaniu frezarki do pracy, tj. ustawieniu i zamocowaniu na stole detalu, zamocowaniu narzędzia, założeniu taśmy z nagrany programem, ustawieniu obrotów wrzeciona i włączeniu zasilacza hydraulicznego należy uruchomić cykl automatyczny przez naciśnięcie przycisku „start obróbki programowej”. Cykl automatyczny obejmuje następujące czynności:

spróbowanie stołu w płaszczyźnie X, Y i głowicy w osi Z do położenia odpowiadającego początkowi układu współrzędnych; jest to tzw. zero mechaniczne. Punkt ten wyznacza dokładny mikrowyłącznik drogowy. Dojście do zera odbywa się na dwóch prędkościach 500 mm/min i 50 mm/min,

uruchomienie urządzenia przesuw-

wu taśmy w momencie kiedy wszystkie osie znajdują się w pobliżu zera, a prędkość dojścia została zmniejszona do 50 mm/min,

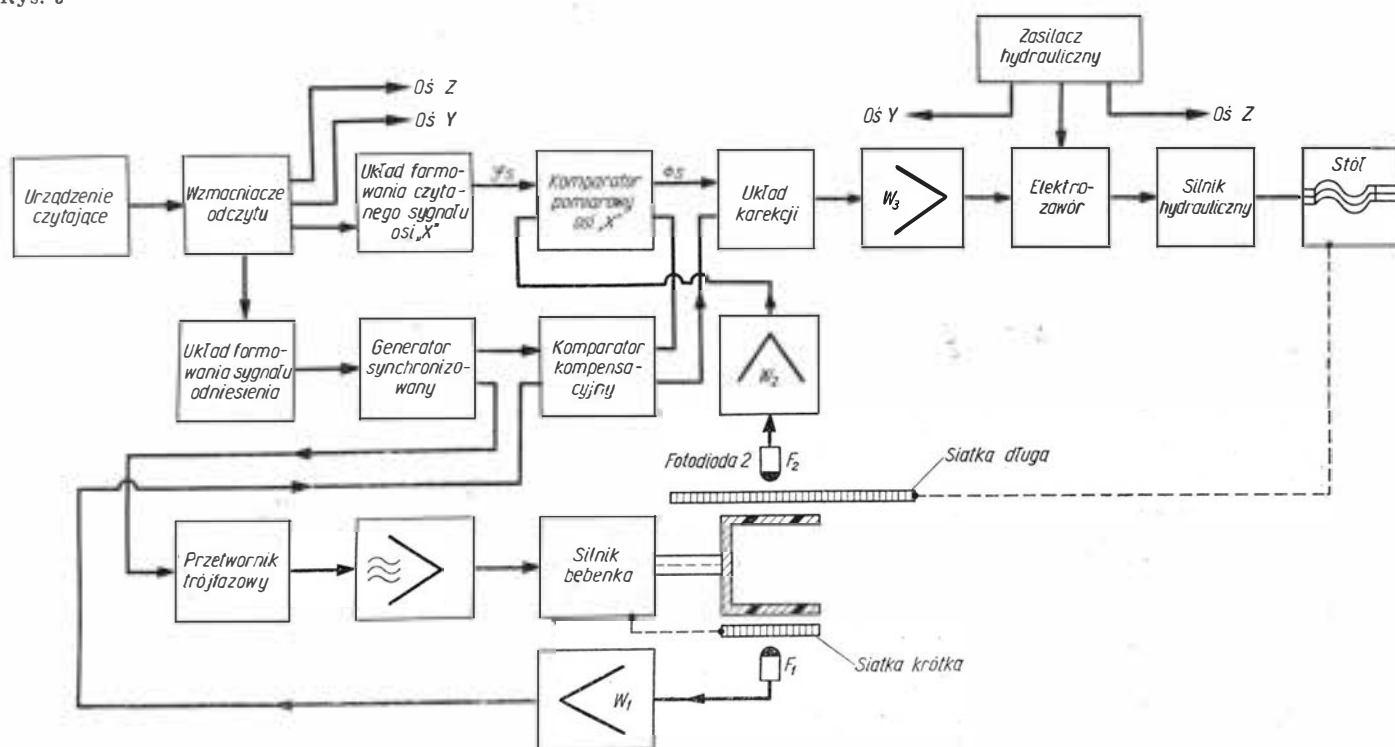
uruchomienie pompki chłodziwa.

W przypadku pominięcia którejkolwiek z czynności przygotowawczych (np. niewłączenie obrotów wrzeciona) cykl automatyczny zostaje zablokowany i nie da się uruchomić.

#### b. Układ sterowania w pętli zamkniętej

Kiedy zostaną wykonane wszystkie czynności omówione w punkcie a, związane z przygotowaniem układu do obróbki i stół oraz głowica znajdują się w początku układu współrzędnych, zamknięta zostaje pętla sprzężenia zwrotnego. Na rysunku 5 przedstawiono szczegółowy schemat blokowy układu sterowania. W układzie cały czas porównywany jest sygnał sterujący z sygnałem pomiarowym. W czasie postoju oba te sygnały są równe sobie o częstotliwości zgodnej z częstotliwością „zegara”. Jako częstotliwość odniesienia przyjęto 110 Hz. Z powyższego wynika, że czy w danej osi zadany jest ruch czy postój, z układu wejściowego cały czas podawane są cztery przebiegi: trzy sterujące dla osi X, Y, Z i ciąg zegarowy; niezbędna jest więc ciągła praca urządzenia odczytującego. Ponieważ urządzenie przesuwu taśmy rozpoczyna pracę z chwilą zamknięcia pętli sprzężenia zwrotnego, w okresie postoju magnetofon, układ pracuje z zegarem wewnętrznym. Jest to multiwibrator synchronizowany o częstotliwości

Rys. 5



drgań własnych  $f \leq f_0$ . Ciąg impulsów wyjściowych symuluje trzy przebiegi sterujące oraz zegar. W czasie obróbki, kiedy pracuje urządzenie odczytujące, ciąg zegarowy synchronizuje zegar wewnętrzny. Zastosowanie multiwibratora synchronizowanego ma jeszcze tę dobrą stronę, że zgubienie jednego impulsu zegarowego przez wzmacniacz odczytu pozostaje nie zauważone przez układ sterowania, albowiem spowoduje to w najgorszym przypadku chwilowe zachwianie częstotliwości  $f_0$ , co zostanie skompensowane przez komparator kompensacyjny.

W celu uniknięcia oddzielnego porównywania faz sygnału sterującego i zegara sterującego doprowadzono do zgodności faz obu przebiegów zegarowych. Uzyskano to przez zastosowanie do napędu bębna pomiarowego silnika synchronicznego (przystosowano do tego celu selsyn transformatorowy) zasilanego napięciem trójfazowym otrzymanym z przekształcenia w przetworniku trójfazowym przebiegu zegara sterującego.

Do napędu silników potrzebne jest źródło prądu o mocy 100 W. Ponieważ przetwornik trójfazowy ma bardzo małą obciążalność, rzędu mW, konieczne było zastosowanie trójfazowego wzmacniacza mocy. Jest to wzmacniacz impulsowy pracujący w nasyceniu, zrealizowany na tranzystorach П4Б. Nie dysponowano tranzystorami o odpowiednio dużej mocy do budowy wzmacniacza sinusoidalnego. Uzyskano 110 W mocy na wyjściu przy amplitudzie napięcia wyjściowego ok. 75 V. Przy zgodności faz obu przebiegów zegarowych miarą uchybu położenia jest różnica fazy między sygnałem sterującym i pomiarowym. Pomiaru chwilowej różnicy faz obu przebiegów dokonuje komparator fazy. Jest to dwupółkowy prostownik fazoczuły, zbudowany na kluczach dwutranzystorowych, przy czym tranzystory włączone są w położeniu inwertorowym. Sygnałem kluczującym jest sygnał brany z wyjścia wzmacniacza pomiarowego, sygnałem wejściowym

jest przebieg sterujący. Schemat ideowy komparatora przedstawiono na rys. 6a, zasadę działania ilustruje rys. 6b. Napięcie wyjściowe komparatora jest to przebieg o stałej amplitudzie i zmiennym wypełnieniu, a jego wartość średnia jest liniowa w zakresie zmiany kąta fazowego  $\varphi = \pm 90^\circ$  co odpowiada uchybowi położenia stołu  $\pm 125 \mu$ . Charakterystyka  $U_{sr} = f(\varphi)$  pokazana jest na rys. 6c. Punkt przejścia charakterystyki przez zero osi rzędnych nosi nazwę zera elektrycznego, odpowiadającego tzw. zera mechanicznego, a więc początkowi układu współrzędnych. Oprócz komparatora pomiarowego w układzie sterowania znajduje się jeszcze komparator kompensacyjny, który porównuje fazy obydwóch przebiegów zegarowych. W przypadku chwilowego rozsynchronizowania się zegara pomiarowego w stosunku do zegara sterującego na wyjściu komparatora pojawi się pewne napięcie, którego wartość średnia jest funkcją zmiany kąta fazowego zegara pomiarowego w odniesieniu do zegara sterującego. O tę samą wartość zmieni się napięcie wyjściowe komparatora pomiarowego. Łącząc komparatory tak, aby kierunek zmian napięcia wyjściowego był przeciwny, sygnał sterujący wzmacniacza do elektrozaworów jest zależny tylko od zmiany fazy sygnału sterującego w odniesieniu do pomiarowego. Nie należy natomiast od chwilowego rozsynchronizowania się obu sygnałów zegarowych pod warunkiem, że charakterystyki obydwóch komparatorów są identyczne, oraz że zmiana fazy sygnałów zegarowych nie przekracza  $\pm 90^\circ$ .

Ponieważ napięcie wyjściowe komparatora fazy jest falą prostokątną o stałej amplitudzie i zmiennym wypełnieniu, a elektrozawór sterowany jest prądem stałym, należy napięcie sterujące wzmacniacza skalkować. Układ korekcji pełni dodatkowo rolę członu całkującego.

Powracając do charakterystyk wyjściowych komparatora  $U_{sr} = f(\varphi)$  (rys. 6c), należy zauważyć, że jeżeli uchyb położenia jest większy niż

$\pm 125 \mu$ , punkt pracy przechodzi na opadającą część charakterystyki, a układ sterowania ma dodatnie sprzężenie zwrotne. W tej sytuacji uchyb będzie dalej narastał, aż punkt pracy znajdzie się znowu na narastającej części charakterystyki. Układ sterowania nie jest w stanie skompensować tego uchybu, ponieważ praca kontrolowana jest tylko w liniowym zakresie charakterystyki. Przekroczenie tego zakresu może w konsekwencji spowodować złamanie freza, nie mówiąc o zniszczeniu detalu. Ażeby zabezpieczyć się przed tym, w układzie sterowania pracuje urządzenie, którego zadaniem jest w przypadku przekroczenia dopuszczalnej wartości uchybu wyłączenie zasilacza hydraulicznego i przerwanie pętli sprzężenia zwrotnego. Jest to tzw. układ kontroli przekroczenia błędu, podstawę jego stanowi wzmacniacz różnicowy, którego punkt odcięcia jest tak dobrany, aby w przypadku uchybu większego niż  $100 \mu$  na wyjściu pojawiło się napięcie uruchamiające zawór odcinający.

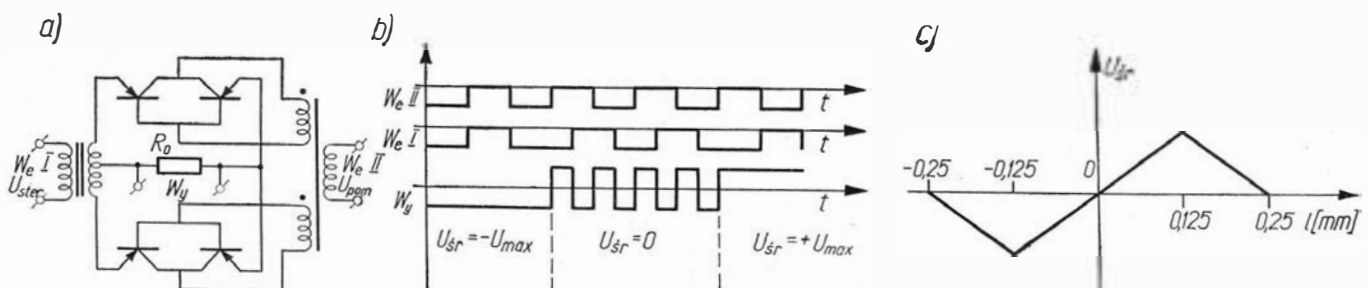
Na rys. 7 pokazano budowę szafy sterowniczej układu SPF-100.

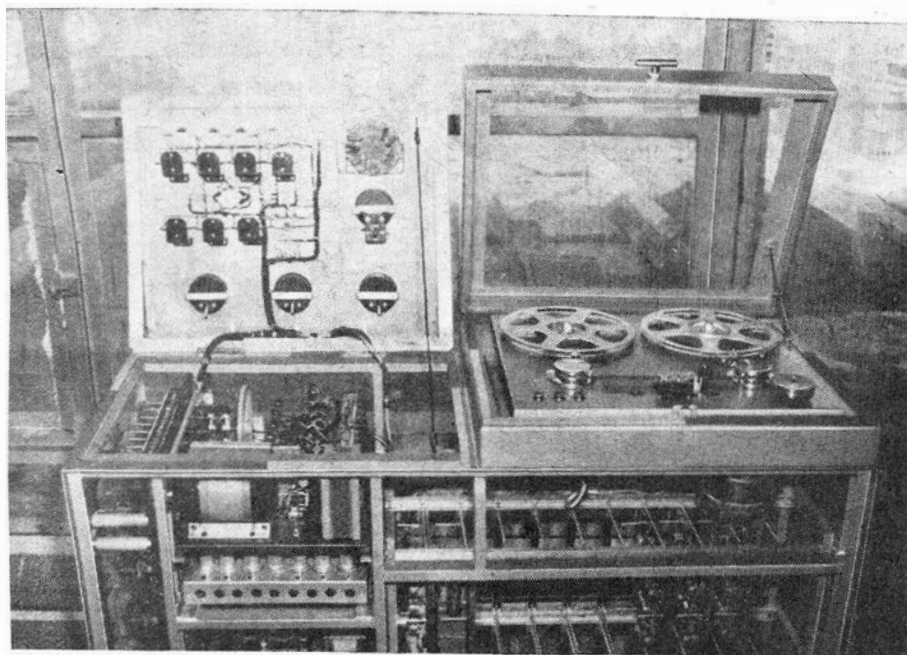
Reasumując powyższe rozważania pełny cykl pracy na frezarce FYA-31a ze sterowaniem liczbowym obejmuje:

- zamocowanie detalu i narzędzia,
- założenie taśmy z nagrany program obróbki danego detalu na urządzenie odtwarzające,
- przygotowanie obrabiarki do pracy, naciśnięcie przycisku „start”.

Z chwilą naciśnięcia przycisku stół w osiach X i Y oraz głowica w osi Z przesuwają się do początku układu współrzędnych. Osiągnięcie przez wszystkie trzy osie punktu zerowego powoduje zamknięcie pętli sprzężenia zwrotnego. Zegar wewnętrzny, przelączony jest na zegar sterujący, na komparatory pomiarowe zostaną podane sygnały sterujące, a cewki elektrozaworu są podłączone na wyjście wzmacniacza. Praca w pętli zamkniętej trwa, dopóki dany detal nie zostanie obrobiony, po czym narzędzie zostaje wycofane według toru przewidzianego w pro-

Rys. 6





Rys. 7

gramie. Zderzak głowicy przyciskając mikrowyłącznik powoduje otwarcie pętli, sprzężenie i koniec cyklu pracy.

Od momentu włączenia przycisku „start obróbki programowej” do wyłączenia maszyny po zakończeniu cyklu automatycznego rola operatora sprowadza się do obserwowania procesu obróbki.

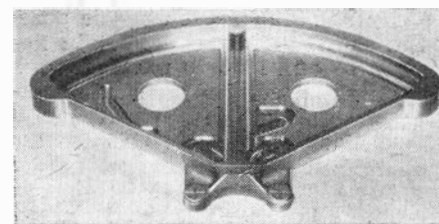
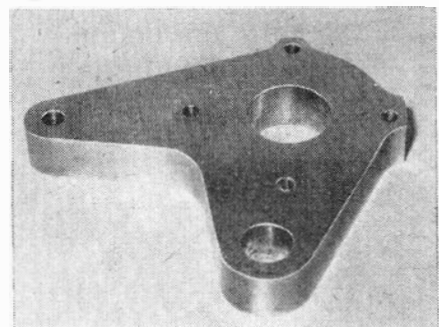
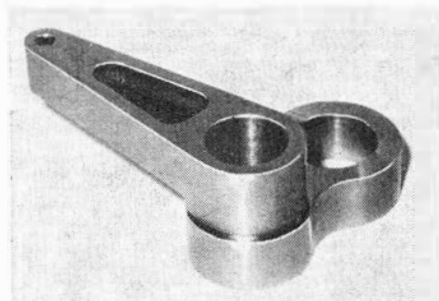
#### Uwagi eksploatacyjne

Frezarka FYA-31a z układem sterowania SPF-100 (rys. 8) została za-

instalowana w początku 1967 r. w zakładzie WSK Świdnik i poddana próbom eksploatacyjnym.

Do chwili obecnej opracowano około 20 programów obróbki dla różnych detali wykonanych z materiałów różnych właściwości skrawania (przykłady na rys. 9a, b, c). Stroną technologiczną przygotowania programu zajmuje się dział głównego technologa zakładów WSK. Według założonego programu technologicznego na maszynie matematycznej przygotowana zostaje taśma dziurkowana z obliczonymi punktami cha-

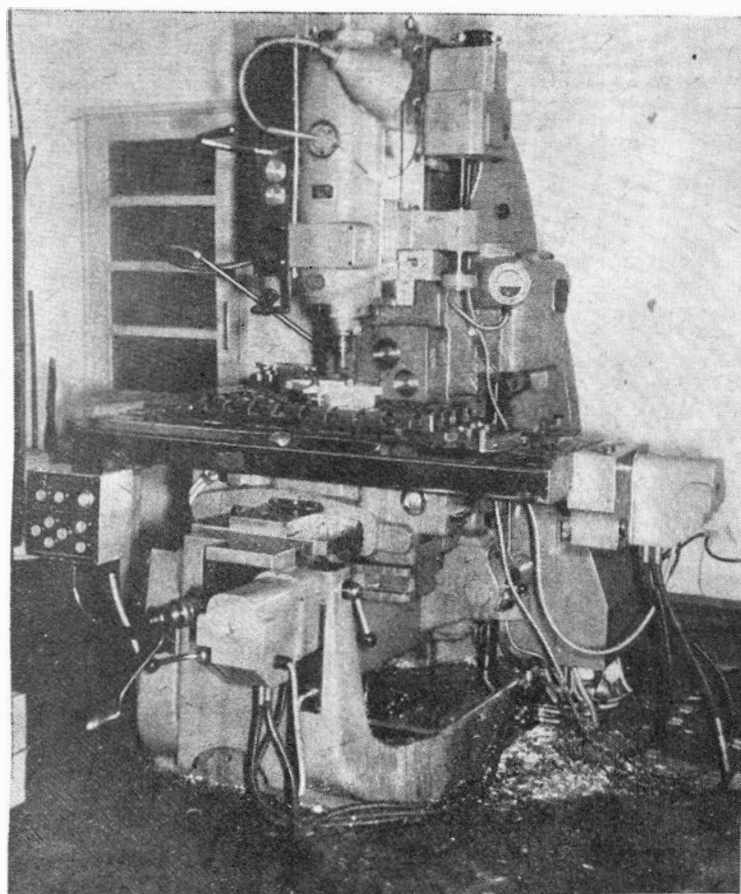
rakterystycznymi toru narzędzia. Punkty pośrednie, a więc dokładny tor narzędzia zostaje zapisany na taśmie magnetycznej. Czynność tę wykonuje specjalistyczna maszyna matematyczna, tzw. interpolator za-instalowany w Instytucie Elektro-techniki.



Rys. 9

Oprócz programów obróbki detali przygotowano szereg programów testowych, za pomocą których sprawdza się poprawność pracy całego urządzenia. Inna grupa programów testowych pozwala określić optymalne wielkości przyspieszeń i prędkości posuwów w zależności od toru narzędzia. Dostępna literatura fachowa krajowa i zagraniczna nie podaje informacji na ten temat, natomiast zoptymalizowanie powyższych parametrów na drodze teoretycznych rozważań jest bardzo trudne. Zagadnienie to musi być rozwiązane i stanowi podstawowy problem w przypadku oparcia produkcji o maszyny ze sterowaniem programowym.

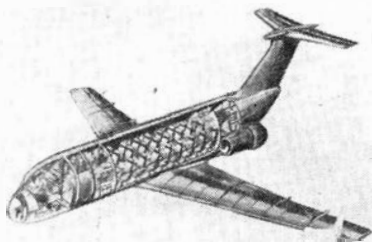
Obrabiarka jako urządzenie jest prototypem i zainstalowanie jej w zakładzie przemysłowym pozwala na zebranie doświadczeń dotyczących optymalnego zakresu zastosowania technologicznego oraz zdobycia danych eksploatacyjnych takich jak: czas zużycia podzespołów i okresowa regulacja mechanizmów.



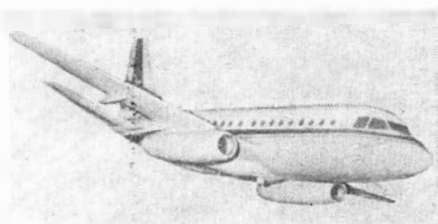
Rys. 8

## NOWE PROJEKTY SAMOLOTÓW DOSTAWCZYCH

Ostatnio ujawniono szereg nowych projektów samolotów dostawczych (zwanych inaczej samolotami na linie lokalne), przeważnie śmigłowych.



Samoloty odrzutowe reprezentuje jedynie włoski projekt Aerfer AE.160 (rys. 1). Samolot ten będzie przewoził — w kabinie o przekroju kołowym — od 21 do 30 pasażerów, w zależności od wersji. Do napędu przewiduje się dwa silniki dwuprzepływowe General Electric CF700-2B o ciągu 1900 kG, które umożliwią przeloty z dużymi prędkościami poddźwiękowymi. Jak widać z rysunku, silniki będą zabudowane po bokach ogonowej części kadłuba.



2

Poza tym firma Hawker Siddeley zajmuje się studium projektowym dostawczego samolotu odrzutowego. Na ostatniej wystawie paryskiej pokazano dwa modele tego samolotu: z silnikami zabudowanymi pod skrzydłem (rys. 2) i z silnikami zabudowanymi na ogonowej części kadłuba. Wydaje się, że w przypadku kontynuowania prac nad projektem firma zdecyduje się na układ z silnikami pod skrzydłem.

Firma British Aircraft Corp. przedstawiła na XXVII wystawie lotniczej w Paryżu model śmigłowego samolotu dostawczego BAC 201 (rys. 3). Jest to górnopłatowiec o taniej i prostej konstrukcji, bez klimatyzacji kabiny i ze stałym podwoziem. Do napędu samolotu mają być



3

zastosowane dwa silniki turbinowe Rolls-Royce „Dart”. W wersji towarowej będzie zabierał dwie standardowe palety z ładunkiem o łącznym ciężarze 4080 kG, a w wersji pasażerskiej — 28 pasażerów. Dzięki stosunkowo dużej mocy silników i dużej powierzchni nośnej samolot będzie mógł startować z małych lotnisk trawiastych przy wysokich temperaturach otoczenia. Przystąpienie do realizacji projektu jest uzależnione od wyników badań rynków zbytu.



4

Na rysunku 4 pokazano model śmigłowego samolotu dostawczego MD.320 zaprojektowanego przez francuską firmę Marcel Dassault. Jak widać, samolot ten przypomina opisywany już w „Nowościach” samolot Handley Page HP.137 „Jetstream”. Do jego napędu są przewidziane dwa silniki turbinowe Turbomeca „Astazou” 14 o mocy ponad 800 KM. Ciężar całkowity samolotu ma wynosić 5100 kG, a prędkość przelotowa — 500 km/h.

Również w krajach o słabiej rozwiniętym przemyśle lotniczym nie brak projektów samolotów, z napędem śmigłowym, przeznaczonych m.in. do obsługi linii lokalnych. Należą do nich — poza wcześniejszymi samolotami argentyńskimi — czeskosłowacki samolot L.410, hiszpański CASA 212 i izraelski „Arava”.

Prace nad samolotem L.410 (model tego samolotu — wystawiony w Paryżu w 1967 r. — przedstawia rys. 5) są już daleko posunięte. Ma on być użytkowany w wersji służbowej oraz w wersji pasażerskiej i towarowej.

Planowana jest również wersja fotogrametryczna, sanitarna i szkolna. Samolot ma mieć właściwości STOL, umożliwiające korzystanie z przygodnych lądowisk. Jego wyposażenie ma umożliwiać loty IFR. W wersji pasażerskiej będzie przewoził 12÷17 pasażerów. Prototyp — którego pierwszy lot jest przewidziany na rok 1969 — ma być wyposażony w dwa silniki turbinowe M.601, czeskosłowackiej konstrukcji, o mocy 700 KM. Są to silniki dwuwahłowe (z oddzielną turbiną napędową) ze sprę-

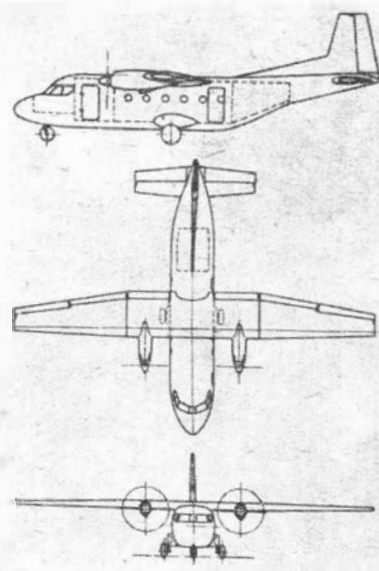


5

żarką osiowo-odśrodkową i trójłopatowym śmigłem V.508 o stałej prędkości obrotowej, dającym ustawiać się w chorągiewkę. W przypadku eksportu samolotów do krajów zachodnich napęd mają stanowić silniki Turbomeca „Astazou” 14. Jak widać z fotografii, samolot L.410 jest górnopłatowcem z chowanym podwoziem.

Samolot CASA 212 (rys. 6) — opracowany przez państwową wytwórnię

6



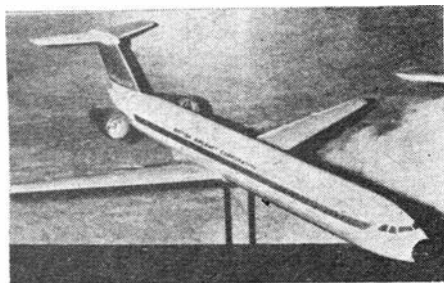
lotniczą Construcciones Aeronauticas SA — jest przeznaczony przede wszystkim do transportu wojskowego (15 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem lub materiał wojenny, w wersji sanitarnej — 10 chorych i trzy osoby personelu sanitarnego), jest jednak przewidziana również odmiana cywilna, spełniająca rolę samolotu dostawczego (ma on zabierać 15 pasażerów) na obszarach trudno dostępnych. Samolot CASA 212 jest górnopłatowcem ze stałym kołem przednim. Część użyteczna kadłuba ma stały przekrój. Załadunek odbywa się przez klapę w części ogonowej kadłuba. Do napędu samolotu mają być stosowane silniki turbينية Turbomeca „Astazou” 12 o mocy 740 eKM lub United Aircraft of Canada PT6A-23 o mocy 675 KM.

#### Dane samolotu CASA 212

|                                 |                     |
|---------------------------------|---------------------|
| Długość                         | 15,3 m              |
| Rozpiętość                      | 19,0 m              |
| Wysokość                        | 5,64 m              |
| Powierzchnia skrzydła           | 40,0 m <sup>2</sup> |
| Długość kabiny                  | 5,0 m               |
| Ciężar całkowity                |                     |
| normalny                        | 5650 kG             |
| maksymalny                      | 6000 kG             |
| Maks. udźwig                    | 1600 kG             |
| Maks. zapas paliwa              | 1900 l              |
| Osiągi                          |                     |
| z silnikami „Astazou” i PT6A-23 |                     |
| Prędkość przelotowa             | 343      334        |
| [km/h]                          |                     |

### SAMOLOT PASAŻERSKI BAC TWO-ELEVEN

Firma British Aircraft Corp. (BAC) pokazała na ostatniej wystawie paryskiej model samolotu na krótkie



i średnie trasy BAC Two-Eleven (2—11), który został zaprojektowany zgodnie z wymaganiami linii lotniczych BEA i przy wykorzystaniu do-

|                                   |      |      |
|-----------------------------------|------|------|
| Prędkość maksymalna               |      |      |
| [km/h]                            | 376  | 377  |
| Maks. prędkość wznoszenia [m/sek] | 9,5  | 9,4  |
| Rozbieg [m]                       | 250  | 290  |
| Długość startu                    |      |      |
| na 15 m [m]                       |      |      |
| z 2 silnikami                     | 355  | 400  |
| z 1 silnikiem                     | 560  | 625  |
| Długość lądowania                 |      |      |
| z 15 m [m]                        | 335  | 335  |
| Dobieg [m]                        | 135  | 135  |
| Zasięg [km]                       |      |      |
| z maks. ładunkiem                 | 485  | 430  |
| z ładunkiem 1000 kG               | 1490 | 1300 |

Samolot „Arava” ma być napędzany dwoma silnikami Turbomeca „Astazou” 12 lub „Astazou” 14 (moc 690 lub 790 KM). Jego ciężar całkowity wynosi 5670 kG, a udźwig 2000 kG (20 pasażerów) przy zasięgu 350 km.

Jak widać z powyższego przeglądu nowych projektów samolotów na linie lokalne, większość z nich stanowią samoloty z napędem śmigłowym. Można stąd wnioskować, że w tej dziedzinie w dalszym ciągu większe szanse zdobycia rynków rokuje się samolotom z turbinowymi silnikami śmigłowymi niż samolotom z silnikami odrzutowymi. Przewidywania te zdaje się potwierdzać duża ilość zamówień, jaka dotychczas wpłynęła na samolot HP.137 „Jetstream” (produkcja tego samolotu jest przewidziana na 500 sztuk). **W.K.**

świadczeń uzyskanych z eksploatacji samolotu BAC One-Eleven (1—11). Podobnie jak w przypadku samolotu BAC 1—11 zabudowę silników na ogonowej części kadłuba uznano za najlepsze rozwiązanie dla samolotu na krótkie i średnie trasy. Wzorowano się również na skrzydle samolotu 1—11. Średnica przekroju kadłuba wynosi 3,86 m (pole przekroju kadłuba jest większe niż w przypadku samolotu VC.10). Fotele są umieszczone w sześciu rzędach. Przy podziale foteli 86,3 cm liczba miejsc wynosi 191, a w układzie czysto turystycznym — 208. Do napędu samolotu będą zastosowane dwa silniki trójwałowe Rolls-Royce RB.211 o ciągu 13 600 kG. **W.K.**

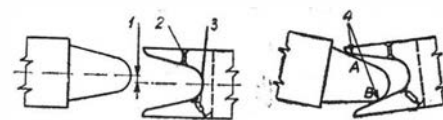
### ŁĄCZENIE STATKÓW KOSMICZNYCH

Wiele przesłanek wskazuje na to, że pomyślna realizacja manewru spotkania i łączenia statków kosmicznych w czasie lotu mieć będzie bardzo wielkie znaczenie dla dalszego rozwoju astronautyki. Jak wiadomo, urzeczywistnienie tego manewru stanowiło główne zadanie amerykańskiego programu astronautycznego „Gemini”. Jako cel dla dwuosobowego statku kosmicznego „Gemini” służyła rakietą „Agena”. Dla zreali-

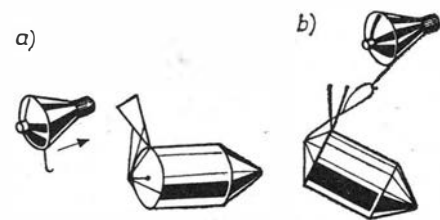
zowania połączenia obu statków na końcu korpusu tej rakiety znajdowało się stożkowe wgłębienie, do którego wsuwał się stożkowy przód statku.

Aczkolwiek zasada przedsięwzięcia była elementarnie prosta, to jednak w rzeczywistości nastroczała ona szereg poważnych technicznych problemów, przede wszystkim dlatego, że wysterowanie lotu obu statków kosmicznych w ten sposób, aby oba stoż-

ki zostały dokładnie wpasowane, a względna prędkość lotu obu statków w chwili zetknięcia była bardzo mała, jest niemożliwe. W związku z tym obie części muszą być zaprojektowane w ten sposób, aby umożliwić pewną tolerancję we wzajemnej prędkości ruchu, kierunku ruchu, usytuowania osi i osiowym obrocie obu statków względem siebie. Z tego powodu korzystny jest duży kąt rozwarcia tworzących obu stożków, gdyż wówczas trafienie w cel jest najłatwiejsze. Nie może on jednak być zbyt wielki dlatego, że w chwili zetknięcia się stożków powstawałyby wtedy nadmiernie duże obciążenia dynamiczne. Wydaje się, że najlepsze warunki łączenia obu statków istnieją przy rozwarciu stożków równym 20÷40°. Aby złagodzić powstające w chwili zetknięcia się obu stożków uderzenia, stożek umieszczony na rakiety „Agena” nie jest przymocowany do niej sztywno, lecz poprzez system sprężyn i amortyzatorów. Schematycznie wyjaśnia to



rys. 1. Cyfrą 1 oznaczono na nim dopuszczalne poprzeczne przesunięcie osi obu statków. Z rysunku tego widać, że brak równoległości podłużnych osi obu statków powoduje powstanie obciążeń w miejscach A i B. (Na rysunku tym cyfrą 2 oznaczono jedną ze sprężyn, a cyfrą 3 jeden z amortyzatorów). Stożek łączący rakiety „Agena” jest zaopatrzone w zatrzaski, a stożek statku „Gemini” — w pazury zatrzasków. Kon-



strukcja całego urządzenia jest opracowana w ten sposób, że umożliwia dowolną ilość połączeń i rozłączeń statków.

W czasie manewru spotkaniowego różnica prędkości ruchu obu pojazdów nie mogła przekraczać 0,5 m/sek (i nie mogła być mniejsza niż 0,08 m/sek), poprzeczne przesunięcie — 0,5 m, kątowe odchylenie podłużnych osi obu statków — 10°, a poprzeczna różnica prędkości — 0,3 m/sek.

Oczywiście, opisany tutaj sposób łączenia dwóch statków kosmicznych w jedną całość nie jest jedyny, a do pomyślenia jest bardzo wiele innych rozwiązań. Można np. uniknąć opisanego uprzednio bezpośredniego łączenia obu statków, a posłużyć się rozwiązaniem polegającym na wzajemnym „chwytaniu się” przelatujących obok siebie statków kosmicznych. Zasadę tej metody tłumaczy rys. 2. Widać z niego, że na statku-

-celu umocowany jest wysięgnik, a na nim rozpięta lina. Z kolei na statku goniącym umocowany jest hak. Ruch statku goniącego jest sterowany w ten sposób, aby hak zaczął o linę, przy czym powstające w czasie tego szarpnięcia tłumione jest przez rozwijanie się liny z bębnow, na których jest ona nawinięta. Następnie w wyniku powrotnego nawijania liny na bębny oba statki zostają przyciągnięte do siebie.

Ten sposób łączenia statków dopuszcza znacznie większą tolerancję we wzajemnej pozycji i prędkości ruchu obu statków. Mogą być także

uproszczone urządzenia nawigacyjne umieszczone na statku goniącym. Z tych powodów ten sposób łączenia statków kosmicznych może być szczególnie użyteczny w przypadku przeprowadzania operacji ratowniczych w Kosmosie. Istotną jego wadą stanowi tylko to, że chwytające się w ten sposób statki kosmiczne wpadać będą w ruch obrotowy wokół wspólnego środka masy, przy czym mogą temu towarzyszyć pokaźne siły odśrodkowe. Można jednak będzie temu przeciwdziałać za pomocą silników sterujących. **A.M.**

## KONSTRUKCJA STATKÓW POWROTU

Zastosowana w części sterowniczej statku „Apollo” konstrukcja o podwójnych ścianach jest uważana za bardzo korzystną ze względu na dobrą izolację cieplną i możliwość przenoszenia dużych obciążeń. W związku z tym konstrukcja taka będzie również używana w innych statkach kosmicznych, które będą powracać na Ziemię. Rysunek przedstawia przekrój konstrukcji. Widać na nim, od góry do dołu, warstwę topliwą z polimeru epoksydowego, przekładkową ścianę zewnętrzną z wypełniaczem i pokryciem ze stali nierdzewnej, warstwę materiału izolacyjnego i przekładkową ścianę wewnętrzną z aluminium wypełnia-

czem. Ściana zewnętrzna jest połączona ze ścianą wewnętrzną za pomocą elementu kompensującego zmiany odległości. Aby połączenie klejowe między warstwą topliwą a ścianą zewnętrzną nie zostało zniszczone, dopuszczalna temperatura nagrzewania ściany zewnętrznej jest ograniczona do 316 °C. Temperatura nagrzewania ściany wewnętrznej nie przekracza 93 °C. W latach siedemdziesiątych stal nierdzewna, z której jest wykonana ściana zewnętrzna, zostanie prawdopodobnie zastąpiona stopami tytanu — nie ze względu na ciężar, lecz większą wytrzymałość w wysokich temperaturach.

**W. K.**

## NOWE INFORMACJE NA TEMAT SILNIKA „OLYMPUS” 593

Zachodnie czasopisma lotnicze przyniosły ostatnio szczegółowe informacje na temat silnika Bristol Siddeley/SNECMA „Olympus” 593 przeznaczonego do napędu samolotu „Concorde”. Wydaje się celowe przytoczenie tych informacji, gdyż opis silnika zawarty w artykule na temat samolotu „Concorde” (TLiA, zeszyty 3 i 4, 1967 r.) był bardzo ogólny i zawierał kilka danych, które okazały się błędne.

Jak wiadomo, silnik „Olympus” 593 jest zupełnie nową konstrukcją

i mimo swej nazwy ma niewiele wspólnych cech z wojskowymi silnikami „Olympus”. Pochodną nadźwiękowego silnika „Olympus” 320 (napędzał on prototyp samolotu taktycznego TSR.2) był jedynie „Olympus” 593D (D — derivative) o ciągu 13 300 kG, przeznaczony do pierwotnej wersji samolotu „Concorde”. Był on używany jako silnik doświadczalny, natomiast właściwym prototypem silnika do samolotu „Concorde” stał się „Olympus” 593B o mniejszej prędkości obrotowej i niższej tempe-

raturze przed turbiną. W oparciu o wyniki prób silników 593D i 593B zbudowano wersję produkcyjną — silnik „Olympus” 593.

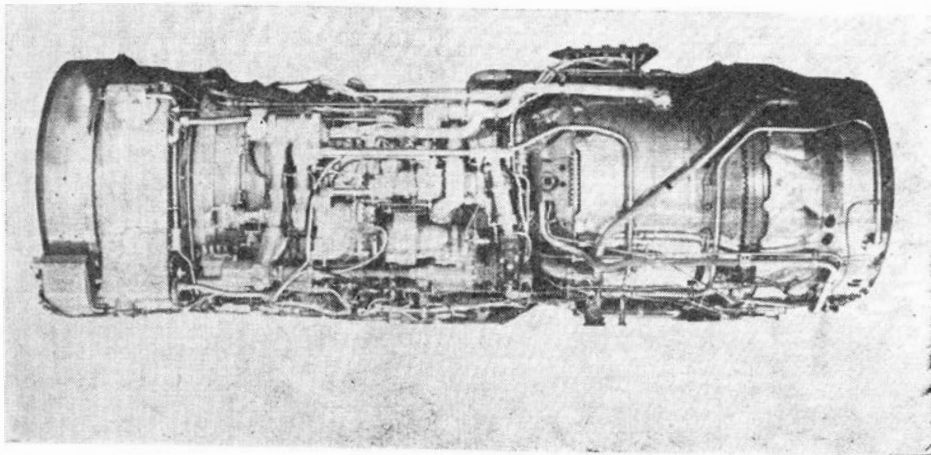
Silnik „Olympus” 593 zostanie wprowadzony do eksploatacji z ciągiem 14 890 kG, lecz w dwa lata później zostanie on zwiększony do 15 910 kG. Stosowane przy starcie dopalanie będzie zapewniać 14% przyrost ciągu.

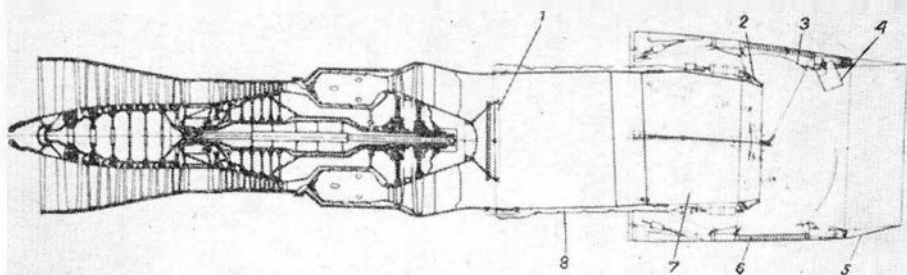
Silnik ma 7-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia (nie zaś 6-stopniową, jak podano we wspomnianym artykule), 7-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, pierścieniową komorę spalania z ośmioma rurami żarowymi, 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia z chłodzonymi łopatkami kierowniczymi i wirnikowymi, 1-stopniową turbinę niskiego ciśnienia, dopalacz (w artykule podano błędnie, że silnik „Olympus” 593 nie ma dopalacza), odwracacz ciągu i tłumik. Zespoły wirujące posiadają łącznie pięć łożysk.

„Olympus” 593 jest pierwszym silnikiem z rodziny „Olympus” z chłodzonymi łopatkami turbiny. Drażony rdzeń łopatek kierowniczych turbiny wysokiego ciśnienia ma na swej zewnętrznej powierzchni szereg wzdluznych rowków; ich głębokość jest równa odległości między rdzeniem a zewnętrzną koszulką łopatki, dzięki czemu w łopatce istnieją regularne kanały powietrzne. Na krawędzi spływu łopatek wykonano szczeliny, przez które powietrze chłodzące uchodzi do strumienia gazów, zapewniając konwekcyjne chłodzenie krawędzi spływu. Ten typ chłodzenia okazał się skuteczny w wojskowych silnikach SNECMA „Atar” 9C. W ramach dalszego programu rozwojowego bada się możliwości zastosowania chłodzenia transpiracyjnego. Łopatki wirnikowe turbiny wysokiego ciśnienia mają prawdopodobnie typowe kanaliki powietrzne wykonane w całym przekroju łopatki. Zastosowanie chłodzenia łopatek turbinowych umożliwiło podwyższenie temperatury przed turbiną do 1130 °C, co jest o ok. 200 °C więcej w porównaniu z poprzednimi silnikami. Badania stoiskowe wskazują na możliwości dalszego podwyższenia temperatury o ok. 100 °C lub odpowiedniego zwiększenia trwałości turbiny.

Łopatki turbiny niskiego ciśnienia są pełne, a wykonuje się je przez kucie. Późniejsze silniki będą mieć zarówno chłodzone łopatki kute, jak i pełne łopatki odlewane. Przypuszcza się, że te ostatnie będą odporniejsze na pełzanie, lecz ich wytrzymałość zmęczeniowa będzie mniejsza. Łopatki odlewane są znacznie tańsze, jednak dopiero eksploatacja wykaże, czy są one bardziej ekonomiczne.

Szczegóły opracowanej przez SNECMA części wylotowej silnika widać na załączonym rysunku. Bezpośrednio za turbiną niskiego ciśnienia znajduje się statecznik płomienia dopalacza (1). Zmiana przekroju krytycznego dyszy pierwotnej (7) odbywa się za pomocą segmentowych kłap (2). Odwracacz ciągu składa się z dwóch uruchamianych pneumatycznie kłap typu kulowego (3) i dwóch kierownic wylotowych (6) — ciąg odwrócony wynosi 35% ciągu





startowego. Uwagę zwraca nowy typ tłumika, złożony z 10 zagłębianych w strumień wylotowy — w czasie startu i wznoszenia — klinowych profilów (4), których działanie polega prawdopodobnie na zwiększaniu częstotliwości hałasu (hałas o dużej częstotliwości jest silniej tłumiony przez powietrze). Dysza wtórna (5) ma przestawialne kłapy, które nadają jej kształt zbieżny lub rozbieżny. Rura wylotowa silnika jest otoczona osłoną cieplną (8) — między osłoną a rurą przepływa powietrze chłodzące z układu wentylacyjnego silnika.

Układ zasilania silnika jest wyposażony w odśrodkową pompę wstępną, do której doprowadzane jest paliwo bezpośrednio z instalacji paliwowej płatowca i która przetłacza go następnie do pompy tłoczkowej o zmiennym skoku. Recyrkulacja paliwa między silnikiem a głównym zbiornikiem płatowcowym sprawia, że temperatura paliwa doprowadzanego do pompy wysokiego ciśnienia nie przekracza 150–160 °C. Układ sterowania silnika jest typu elektrycznego.

Jeden z silników układu napędowego samolotu „Concorde” — silnik nr 4 — będzie zaopatrzony w rozrusznik turbinowy, pozostałe silniki będą mieć rozruszniki powietrzne.

Strefa ogniowa silnika jest ograniczona konstrukcją ognioodporną. Rozciąga się ona od przedniej części silnika do układu sterującego odwracacza ciągu. Wszystkie przewody z cieczą są chronione i zaopatrzone na połączeniach w drenaż. Do wykrywania ognia służy system optyczny, poza tym przy każdym potencjalnym źródle pożaru znajduje się czujnik temperatury. Jako związek gaszący ma być stosowany bromochlorodifluorometan.

Do marca 1967 r. silniki „Olympus” 593 przepracowały łącznie 1150 godz. Do chwili pierwszego lotu samolotu „Concorde” liczba godzin pracy silników osiągnie 2700, w tym 200 godz. w locie. Z ciekawszych prób, jakim poddano silniki lub ich zespoły, a o których nie wspomniano w artykule na temat samolotu „Concorde”, należy wymienić próbę z wtryskiem do wlotu silnika 102 l/h oleju w celu zbadania skutków wycieków oleju w przypadku uszkodzenia uszczelnienia przedniego łożyska. Próbkę powietrza pobrane z upustów silnika nie wykazały zawartości oleju. Na specjalnym stoisku, składają-

cym się z kierownicy wlotowej silnika oraz z pierwszego stopnia sprężarki, przeprowadzono próby wstrzeliwania z prędkością 740 km/h dużych ptaków i bryłek lodu o średnicy ok. 50 mm przy maksymalnej prędkości obrotowej wirnika sprężarki. Próby te nie spowodowały żadnych uszkodzeń.

Pierwsze silniki „Olympus” 593 do prototypów samolotu „Concorde” zostały dostarczone w grudniu 1967 r. Są to silniki wg standardu 1 (CS1), tj. z okresem międzynaprawczym 5) godz. i z ograniczeniem prędkości lotu do  $Ma = 1,6$ . Następne silniki, CS2, będą miały zwiększony okres międzynaprawczy i prędkość lotu, a silniki CS3 będą pierwszymi egzemplarzami o ciągu 14 890 kG, lecz o ograniczonym okresie międzynaprawczym. Większy okres międzynaprawczy będą miały silniki CS4, jednak dopiero następne egzemplarze zostaną wprowadzone do eksploatacji z okresem międzynaprawczym powyżej 500 godz.

W.K.

#### DYFUZYJNE ŁĄCZENIE BERYLU, MOLIBDENU I WOLFRAMU

Łączenie omawianych materiałów stanowi podstawowy problem w budowie statków kosmicznych, rakiet i samolotów naddźwiękowych. Spośród różnych metod dużą przydatność osiągnęło łączenie dyfuzyjne. Proces ten ma wiele zalet technologicznych. Daje minimalne deformacje, pozwala na łączenie złożonych elementów, zapewnia dużą powtarzalność wyników. W toku prób i badań ustalono, że wprowadzenie między stykające się powierzchnie folii z materiału innego niż łączone przyspiesza wzajemną dyfuzję w temperaturach niższych od temperatury rekrytalizacji materiałów łączonych. Dla właściwego związania złącze takie poddawane jest następnie zabiegowi wygrzewania, w czasie którego następuje metalurgiczne powiązanie odporne na określone warunki pracy. Dla różnych obciążeń i warunków pracy zabieg obróbki cieplnej musi być odpowiednio dobrany. W procesie tym występuje wiele niebezpieczeństw, a głównie wzrost ziarna w czasie wygrzewania. Dla uniknięcia tych mankamentów musi być przeprowadzony dokładny dobór materiału i grubości folii, parametrów wygrzewania, ściśle zachowanie ustalonego procesu

technologicznego. Sam proces łączenia odbywa się przy ciśnieniu około 140 kG/cm<sup>2</sup>. Stosowane grubości folii wynoszą około 0,025 mm. Do berylu i jego stopów stosuje się folie aluminiowe, miedziane i inne, do molibdenu — nikiel i tytan, a do wolframu-niob.

A.G.

#### STEROWANIE NAPRĘŻENIAMI SZCZĄTKOWYMI W DRAŻONYCH ODKUWKACH ALUMINIOWYCH

Znak i wartość szczątkowych naprężeń powierzchniowych decyduje w podstawowy sposób o żywotności przedmiotów, szczególnie pracujących w warunkach zmiennych obciążeń. Rozkład naprężeń w odkuwkach wpływa zasadniczo na wielkość odkształceń w czasie obróbki mechanicznej, wytrzymałość zmęczeniową oraz odporność na pęknięcia od naprężeń korozyjnych. Przy tradycyjnym sposobie chłodzenia przedmiotów pełnych w ich warstwie powierzchniowej powstają naprężenia ściskające, równoważone przez naprężenia rozciągające w głębi materiału. W częściach drażonych i o złożonych kształtach rozkład naprężeń powierzchniowych jest zmienny — naprężenia ujemne powstają na powierzchniach zewnętrznych, a dodatnie na powierzchniach wewnętrznych. Sterując procesem chłodzenia, a zwłaszcza intensywnością i kierunkiem opływu, można uzyskiwać korzystny rozkład naprężeń zarówno co do znaku, jak i wartości. Niewłaściwy sposób chłodzenia może wprowadzić naprężenia szczątkowe dodatnie rzędu 26 kG/mm<sup>2</sup>. Dla stopów lekkich stanowi to duży udział w ich możliwościach wytrzymałościowych. Sterowanie naprężeniami w aluminiowych przedmiotach drażonych zastosowano między innymi przy obróbce cieplnej goleni podwozi samolotów.

A. G.



# III Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Postępy w teorii i technice obróbki metali”

W dniach od 15.XI. do 17.XI.1967 r. odbyła się w Krakowie konferencja naukowo-techniczna, której celem było podsumowanie dorobku w dziedzinie obróbki metali za ostatnie lata. Organizatorami konferencji były: Komitet Nauki i Techniki, Polska Akademia Nauk, Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Instytut Obróbki Skrawaniem. Uczestniczyło w niej ponad trzysta osób z kilkudziesięciu zakładów produkcyjnych, biur konstrukcyjnych, instytutów i innych placówek naukowo-badawczych.

Na konferencję zgłoszono 90 referatów, które przedstawiono zebranym za pomocą jedenastu referatów sprawozdawczych obejmujących tematykę wszystkich.

Referaty sprawozdawcze stanowią novum, które w pewnym stopniu złagodziło problem przyswojenia przez uczestników zgłoszonej na obrady problematyki.

Obrady odbywały się w pięciu sekcjach, których zakres tematyczny każdej wystarczyłby na obszerną odrębną konferencję.

Na pierwszej sekcji dotyczącej rozwoju obrabiarek w Polsce naświetlono osiągnięcia w dziedzinie obrabiarek klasycznych oraz nowych niekonwencjonalnych rozwiązań, jak: obrabiarki sterowane programowo, a głównie skupiono się na badaniu obrabiarek, ich charakterystyce dynamicznej oraz ocenie eksploatacji. Wskazano na wciąż niedostateczny rozwój elementów automatyki i sterowania, takich jak zespoły hydrauliczne, elektryczne i elektroniczne oraz pomiarowe.

W drugiej sekcji zgrupowano tematykę metod i środków obróbki ścierniej oraz metod i środków obróbki erozyjnej. Z zakresu obróbki ścierniej większość referatów traktowała o ścierniwie w postaci luźnej i związanej oraz metodach oceny przydatności tych środków. Poruszano również zagadnienia obróbki luźnymi środkami ściernymi w pojemnikach wirowych, kaskadowych i bębnowych. Z zakresu obróbek erozyjnych podano nowe rozwiązania maszyn do obróbki elektroiskrowej, elektrochemicznej, ultradźwiękowej i laserowej, a także wyniki badań przebiegu procesów na tych urządzeniach.

Trzecia sekcja obejmowała zagadnienia skrawalności, rozwoju narzędzi i oprzyrządowania. Jej tematyka wypełniona była głównie badaniami różnych procesów skrawania, badaniami i oceną narzędzi oraz rozwiązaniami i przydatnością oprzyrządowania obróbkowego.

W sekcji czwartej zgrupowano tematykę metod i środków kontroli technicznej oraz rozwój metrologii warsztatowej. Kilka referatów traktowało między innymi o środkach kontroli czynnej oraz pomiarach jako niezbędnym elemencie automatyzacji. Z metrologii warsztatowej dużo miejsca poświęcono pomiarom gładkości (za pomocą zmiennego współczynnika tarcia) oraz pomiarom błędów geometrycznych.

Na ostatniej sekcji zreferowano zagadnienia technologicznej jakości przedmiotów obrabianych, techniczne i organizacyjne podstawy technologii budowy maszyn oraz zagadnienia organizacyjne i ekonomiczne.

Konferencja przebiegała pod znakiem bogatego dorobku w dziedzinie badań i rozwoju nowych opracowań ciągle rozszerzającej się bazy naukowo-badawczej.

Z przedstawionych materiałów wynikał rozmach i szeroki zasięg prac prowadzonych przez różne ośrodki.

Z drugiej strony rysowała się duża luka między nowoczesnymi opracowaniami a pozostałą daleko w tyle praktyką warsztatową. Na konferencji ujawniono wiele potrzeb i skonfrontowano występujące rozbieżności między dość bogatym zapleczem a jego niedostatecznym wzajemnym

powiązaniem i koordynacją między nowymi opracowaniami i ich wdrażaniem do przemysłu między próbami automatyzacji a niejednorodnością trwałości i niską jakością narzędzi.

Zgłoszono wiele postulatów, które ujęte we wnioskach końcowych staną się wytycznymi do wieloletniego planu działalności przemysłu obrabiarek i narzędzi.

Wydaje się, że rozwój tych gałęzi przemysłu zaskoczył nawet organizatorów konferencji, co może jedynie tłumaczyć zgrupowanie tak obszernej tematyki w ramach jednego zjazdu. Podkreślić natomiast należy, że sprawna organizacja, dobre przygotowanie i sprężyste prowadzenie obrad pozwoliło w dużym stopniu wykorzystać nadesłane materiały oraz wiedzę i doświadczenie uczestników.

A.G.

## WIADOMOŚCI WARSZTATOWE

Miesięcznik techniczny dla wykwalifikowanych robotników i mistrzów, mechaników i elektryków

Czasopismo omawiać będzie zagadnienia jakości i nowoczesności wyrobów, organizacji pracy i stanowiska roboczego, normowania, obróbki skrawaniem, obróbki plastycznej, odlewnictwa i spawalnictwa, zagadnienia elektrotechniki, obsługi i naprawy maszyn roboczych, silników oraz urządzeń energetycznych, aparatury chemicznej, rurociągów, techniki sanitarnej itp. Poruszone będą ponadto zagadnienia materiałoznawstwa i obróbki cieplnej, pomiarów warsztatowych, montażu, gospodarki materiałowej, tworzyw sztucznych, transportu wewnętrznego, magazynowania, powłok ochronnych i korozji. Znajdą się również artykuły z zakresu nauk matematyczno-fizycznych, bezpieczeństwa i higieny pracy, racjonalizacji i wynalazczości, dotyczące życia załogi itp.

Czasopismo przeznaczone jest dla pracowników zatrudnionych w produkcji, przy obsłudze, remoncie oraz konserwacji maszyn, aparatury i urządzeń technicznych. Z czasopisma powinni również korzystać uczniowie zasadniczych i średnich szkół zawodowych.

## WIADOMOŚCI WARSZTATOWE

### WARUNKI PRENUMERATY

Cena pojedynczego zeszytu „Wiadomości Warsztatowe” wynosi 3 zł. Prenumerata roczna 36 zł, półroczna 18 zł, kwartalna 9 zł.

W celu zaprenumerowania miesięcznika „Wiadomości Warsztatowe” należy opłacić prenumeratę w dowolnym urzędzie pocztowym za pośrednictwem blankietu PKO, wypełnionym następująco: Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, nr konta PKO 1-9-121697, imię i nazwisko (lub nazwa instytucji), dokładny adres zamawiającego oraz wysokość wpłaconej kwoty. W miejscu na korespondencję należy podać tytuł czasopisma, ilość egzemplarzy oraz okres (roczny, półroczny, kwartalny) prenumeraty.

Prenumeratę przyjmuje się zasadniczo do 15, każdego miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

Prenumeratę „Wiadomości Warsztatowych” na rok 1968 łącznie z I kwartałem można w y j ą t k o w o opłacić do dnia 28 lutego 1968 r.

# KRONIKA

● Tradycyjne spotkanie Seniorów Lotnictwa dla pożegnania starego roku odbyło się przy lampce wina w Inspektoracie Lotnictwa w dniu 16 grudnia. W spotkaniu wzięło udział blisko 200 członków Klubu Seniorów APRL — przybyłych z całego kraju, — zaszczycili je również swą obecnością: główny inspektor lotnictwa gen. Raczkowski, ministrowie Lewiński i Olszewski, prezes Antosiewicz oraz przedstawiciele lotniczych władz cywilnych i wojskowych. W wygłoszonych przemówieniach dano wyraz poważaniu i życzliwości, którymi władze darzą Klub Seniorów Lotnictwa, zrzeszający już 540 członków. Z okazji spotkania — wielu zasłużonych seniorów otrzymało pamiątkowe plakietki, medale oraz nagrody.

● Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP wszedł w porozumienie z Zarządem Klubu Publicystów Lotniczych SDP w celu wspólnego organizowania — co miesiąc — spotkań odczytowo-filmowych dla członków obu stowarzyszeń. Akcja ta została rozpoczęta w grudniu ubiegłego roku referatem członka Zarządu SL mgr inż. F. Borodzika na temat lotnictwa gospodarczego. Prezes KPL mgr J. R. Konieczny zabezpieczył dla imprezy salę w siedzibie Stowarzyszenia Dziennikarzy oraz odpowiedni serwis filmowy. W czasie dalszych spotkań planuje się zreferowanie następujących tematów:

— nowoczesność w lotnictwie i jej wpływ na budowę sprzętu lotniczego,  
— wpływ osiągnięć w badaniach aerodynamicznych i wytrzymałościowo-materiałowych na kształtowanie się poglądu na rozwój lotnictwa wojskowego,  
— perspektywy rozwoju komunikacji lotniczej w świetle nowych osiągnięć konstrukcyjnych.

● Zarząd Sekcji Lotniczej — w oparciu o postanowienia Uchwały Rady Ministrów z dn. 1 lutego 1966 r. — wystąpił z inicjatywą nawiązania współpracy ze Zjednoczeniem Przemysłu Lotniczego dla wzmocnienia i rozszerzenia zasięgu działania Zarządu Głównego SIMP dla dobra lotnictwa polskiego.

● Delegacja Wojsk Lotniczych z gen. J. Raczkowskim na czele przebywała w listopadzie ub.r. z oficjalną wizytą w Jugosławii.

● Stolica województwa — Koszalin — będzie miała lotnisko cywilne dla potrzeb lotnictwa sportowego, sanitarnego i gospodarczego. Powstanie ono w pobliżu wsi Jamno. Do budowy przystąpi się w tym roku.

● Szybownicy startujący z lotniska w Nowym Targu uzyskali w pierwszych trzech dniach listopada ub.r. piękne wyniki sportowe. Pięciu pilotów zdobyło pierwszy diament do odznaki, trzech — drugi, zaś dwóch — trzeci. Największe osiągnięcia w tych dniach wysokości wynosiły 8600, 9000 i 9300 m n.p.m. Podobnie efektowne wyniki uzyskali na początku listopada piloci szybowcowi w lotach nad Karkonoszami.

● W bieżącym roku Polskie Linie Lotnicze „Lot” obchodzą jubileusz 40-lecia istnienia. W przededniu rocznicy warto przeczytać artykuł dra M. Mikulskiego streszczający historię tego przedsiębiorstwa a zamieszczony na łamach „Skrzydlatej Polski”. Z monografii PLL „Lot”, dowiadujemy się, że przed wojną zaplanowane było otwarcie nowych atrakcyjnych tras lotniczych, a mianowicie:

— z Warszawy przez Mińsk do Moskwy,  
— z Warszawy przez Wiedeń, Mediolan, Marsylię, Barcelonę, Madryt do Lizbony z projektowanym przedłużeniem przez Shannon do USA,  
— przedłużenie linii z Berlina przez Brukselę do Paryża,  
— przedłużenie trasy z Bukaresztu do Konstantynopola, wreszcie  
— otwarcie linii z Warszawy do Pragi oraz z Belgradu do Sofii.

● Muzeum Lotnictwa w Krakowie zwraca się o przekazywanie eksponatów związanych z lotnictwem: starych i cennych książek, czasopism, broszur, odznak, mundurów, dokumentów osobistych lotników, fotografii, listów, zapisków itp. Prosi ofiarodawców o kontaktowanie się z:

MUZEUM LOTNICTWA  
Kraków 28, skrytka poczt. 17, tel. 407-74.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ W RAF służy jeszcze około 100 polskich lotników. Wielu odeszło już z czynnej służby na emeryturę. Jeden z tych emerytowanych oficerów, w okresie bitwy o Anglię, dowódca dywizjonu 316, objął niedawno po Jerzym Bajanie prezesurę Społeczno-Charytatywnego Stowarzyszenia Polskich Lotników w Anglii. Kierownikiem Polskiej Szkoły Szybowcowej w Lasham jest również emerytowany oficer RAF kpt. Lew Kuryłowicz. Szkoła ma jednego „Pirata” lecz społeczne środki finansowe nie pozwalają im na zakup większej ilości polskich szybowców, które wysoko oceniają. Do szkół w Lasham chętnie zapisują się polska młodzież urodzona w Anglii.

■ W krajach kapitalistycznych coraz żywsza jest działalność Międzynarodowego Zrzeszenia Związków Pilotów Komunikacyjnych (IFALPA) obejmująca 26 stowarzyszeń zawodowych pilotów, liczących około 30 tysięcy członków. Z postulatów zgłoszonych na 22 Konferencji IFALPA wymienimy: żądanie zwiększenia wytrzymałości konstrukcji płatowców, żądanie wprowadzenia do wyposażenia samolotów odrzutowych „ostrzegaczy” o przepadaniu oraz wskaźników kąta natarcia, dezzyderat zmiany pewnych typów odwracaczy ciągu, życzenie przeprowadzenia rewizji norm eksploatacyjnych.

■ Zrzeszenie IFALPA wypowiada się obecnie przy opracowywaniu norm i standardów przez międzynarodowe organizacje jak: ICAO, IATA, ISA i in.

■ Brytyjski urząd Board of Trade przyznał ostatnio oficjalnie prawo udziału członków IFALPA w komisjach badania przyczyn wypadków lotniczych.

■ Kollokwium IATA w Paryżu (zajmujące się koniunkturą w transporcie lotniczym) określiło zapotrzebowanie na personel lotniczy w przyszłym 5-leciu na 15 tysięcy pilotów. Koszt ich wyszkolenia szacuje się na 1 miliard dolarów.

■ Wysoce krytycznie ocenia się na Zachodzie stan i najbliższą przyszłość portów lotniczych. Wiele urzędów lotniskowych wykorzystuje się na granicy możliwości. Wzrost ruchu lotniczego w najbliższym dziesięcioleciu przewyższy możliwości obecnych portów. W Stanach Zjednoczonych znajduje się około 100 lotnisk przystosowanych do przyjmowania samolotów o napędzie odrzutowym. Aby podołać przewidywanemu wzrostowi ruchu lotniczego konieczne jest czterokrotne powiększenie tej ilości. Podobna sytuacja panuje i w innych krajach. A przecież za kilka lat znajdą się w eksploatacji komunikacyjne samoloty naddźwiękowe oraz aerobusy.

■ W Los Angeles projektuje się budowę jednego z największych na świecie cywilnych lotnisk. Zlokalizowane ono zostanie na olbrzymiej, pływającej wyspie, m.in. w tym celu, aby spokojnie mieszkańców miasta nie był zakłócan przez samoloty naddźwiękowe. Dotychczasowe lotnisko w Los Angeles obsługuje rocznie 15 mln pasażerów.

■ W październiku zostało zainaugurowane połączenie lotnicze Moskwa — Rzym nowym liniowcem radzieckim IL-62.

■ Już od dwóch lat istnieje bezpośrednie połączenie lotnicze Meksyku z Australią, obecnie powstaje połączenie Meksyk — Japonia, obsługiwane w poolu przez przedsiębiorstwa obu krajów.

W 1968 r. z Australii do Europy, a z Japonii do Zachodniej Afryki można będzie przelecieć krócej i taniej via Meksyk niż dotychczas via USA czy Londyn.

■ Tureckie linie lotnicze uruchomiły porażenia: Stambuł — Zurich przez Wiedeń i Brukselę oraz via Monacium; powrót przez Amsterdam.

■ „Aerolineas Argentines” wprowadziły — rekordową na Zachodzie — linie non stop Buenos Aires — Madryt na trasie 10 400 km. Przelot samolotem Boeing-707 trwa 11,5 godz.

■ Na maj 1968 r. zaplanowano rozkładowe połączenie Paryż — Moskwa — Paryż. W tym celu „Air France” wynajmują 168-osobowy samolot IL-62. Na linii tej od pazdziernika ub.r. latają samoloty IL-62 w barwach „Aeroflotu”.

■ Samoloty „Aeroflotu” przewożą obecnie około 150 000 pasażerów na dobę. Oznacza to, że jedna piąta liczby pasażerów przewożonych na kuli ziemskiej przypada na linie radzieckie.

■ Zakłady Boeing pracują intensywnie nad typem „747-„Jumbo-jet” na 400 osób. Na ten „airbus” zgłoszono już ponad 100 zamówień. Ostatnio zdecydowano powiększyć ciężar całkowity odrzutowca z 308 do 322 ton, projektując — na życzenie klientów — wbudowanie kina pokładowego, baru itp.

Aerobusy budują również firmy Douglas (typ DC-10) i Lockheed (model CL-1011). Planuje się wprowadzenie tych samolotów do eksploatacji w latach 1971 — 72. Nieco później — bo w 1973 r. wejdzie na linie „airbus” europejski (A-300, na 300 osób), wyprodukowany wspólnie przez Wielką Brytanię, Francję (oba w 37,5%) i NRF (25%).

■ Międzynarodowa Unia Ubezpieczeń Lotniczych sygnalizuje pogorszenie sytuacji finansowej w ostatnich latach. Jest to związane z większą wypadkowością oraz większymi wypłatami z tytułu odszkodowań. Porównano lat operacyjnych 1965 i 1966 potwierdza pierwsza tezę: wzrostowi przewożonych lotniczych o 15% — odpowiadało zwiększenie się liczby ofiar wypadków o 30%. Drugim niepokojącym objawem jest przyznawanie — zwłaszcza przez sądy amerykańskie — niezwykle wysokich odszkodowań ofiarom wypadków lotniczych względnie ich spadkobiercom. Odszkodowania te niemal z reguły są o wiele wyższe od sum ustalonych konwencją Warszawską. Trybunały w USA korzystają z najbliższego pretekstu, aby uchylić granice odpowiedzialności, które w prawie międzynarodowym chronią przewoźników lotniczych. W związku z powyższym firmom asekuracyjnym coraz trudniej jest znaleźć podstawy do ustalenia stawek dla ubezpieczeń lotniczych.

■ Amerykańska organizacja pod nazwą Experimental Aircraft Association zrzesza tych wszystkich, których interesuje amatorska budowa samolotów, śmigłowców czy też wiatrakowców. EAA wydaje swoje czasopismo pt. „Aviation Sport”. Hobbyści budują przeważnie małe, lekkie samoloty turystyczne jedno- lub dwumiejscowe o konstrukcji drewnianej, mieszanej a nawet metalowej. Przeważnie są to dwupłatowce. Duża ilość amatorów odnawia historyczne samoloty z lat 1912—18 i 1920—25 z nowoczesnymi silnikami.

■ Zakłady w Renton, w Stanach Zjednoczonych, opuścił w 1967 r. tysięczny samolot transportowy produkcji firmy Boeing. Przedsiębiorstwo Boeing jest największym na świecie producentem samolotów transportowych. W roku 1958 wyprodukowało pierwszy pasażerski samolot odrzutowy. W ciągu 9 lat, jakie upłynęły od tego okresu, samoloty Boeing przewiozły 9 i pół miliona pasażerów.

■ W Związku Radzieckim zjawiskiem „talerzy” zaczęli interesować się uczeni. Gen. Stolarow oświadczył w telewizji, że „latające talerze” nie są produktem psychozy, lecz rzeczywistym istniejącym, niezbadanym fenomenem. Zjawisko „latających talerzy” obserwowano wielokrotnie na obszarze Związku Radzieckiego. Obecnie powstał w Moskwie komitet naukowy dla wyjaśnienia natury „latających spódków”, przy czym zorganizowana została sieć punktów obserwacyjnych.

WIERTOLOTNYJE GAZOTURBINNYJE DWIGATELI, Sbornik statiej pod redakcją M. M. Maslennikowa, Izdatielstwo Maszynostrojenje, Moskwa, 1966, stron 200, cena 89 kop.

W niniejszym zbiorze prac rozpatrzono niektóre zagadnienia konstrukcji i eksploatacji turbinowych silników śmigłowcowych.

— W pracy A. F. Sawostina i A. M. Ticianowa podano analizę celowości wykorzystania ciepła gazów wylotowych i zwiększenia maksymalnej temperatury obiegu w silnikach śmigłowcowych. Przy właściwym zastosowaniu tych czynników można uzyskać zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 35% przy niezmienionym ciężarze konstrukcji, co umożliwia znaczne zwiększenie ładunku lub zasięgu śmigłowca.

— W pracy Je. P. Fiedorowa przedstawiono wyniki doświadczalnych badań procesów w pierścieniowej komorze spalania z odparowaniem i podano metodę jej przybliżonego obliczenia inżynierskiego.

— Praca A. W. Mikierowa omawia metody regulacji śmigłowcowych silników turbinowych. Przedstawiono w niej różne metody regulacji dla ustalonych i przejściowych stanów pracy oraz sposoby ograniczania parametrów pracy silnika oraz ustalono najbardziej korzystne z tych metod.

— Praca A. F. Sawastina i Ju. I. Dobriakowa wskazuje na jeden z możliwych kierunków opracowania zespołu napędowego dla ciężkich śmigłowców przez zastosowanie niskoobrotowej turbiny do bezpośredniego napędu wirnika nośnego. Rozpatrzono charakterystyki wielostopniowej niskoobrotowej turbiny i całego zespołu napędowego, przeanalizowano możliwości zwiększenia mocy przez dodatkowe spalanie oraz podano sposoby utrzymania wystarczającej mocy w przypadku awaryjnego wyłączenia jednego z silników — wytwornic gazu.

— W pracy Ł. S. Rysina omówiono występujące w eksploatacji śmigłowców z silnikami turbinowymi zanieczyszczenie otaczającego śmigłowca powietrza gazami wylotowymi i podwyższenie wskutek tego

temperatury powietrza. Zjawisko to zachodzi w stanie zawisu w pobliżu ziemi i w czasie pracy na ziemi. W pracy przedstawiono doświadczalne badania rozkładu strumienia gazów silnikowych wokół śmigłowca. Badania przeprowadzono za pomocą szybkostrzelnego aparatu filmowego na stanowisku modelowym i pomiaru parametrów powietrza. Wyznaczono pola temperatur i stężenia gazów pod wirnikiem śmigłowca.

— Praca Ł. Je. Ginzburga i Je. I. Nikitina daje wyniki badań zapylenia powietrza w pobliżu śmigłowców w warunkach eksploatacyjnych w czasie startów, lądowań, zawisów i przelotów. Wskazano na czułość sprężarki na stopień zapylenia.

— W pracy Ju. I. Szalmana przedstawiono wyniki doświadczalnych badań zużycia kierownic oraz wieńców wirnikowych sprężarek osiowych i odródkowych pod działaniem pyłu. Podano podstawy teoretyczne mechanizmu zużycia.

Zbiór przeznaczony jest dla pracowników biur konstrukcyjnych i instytutów badawczych przemysłu lotniczego oraz dla wykładowców i studentów wyższych szkół technicznych.

LS

ISPYTANJA AWIACIONNYCH PRIBOROW, P. I. Bulowski, E. M. Idelson, Izdatielstwo Maszynostrojenje, Moskwa, 1966, stron 352, cena 1 rb 34 kop.

W książce przedstawiono zagadnienia przeprowadzania badań najbardziej charakterystycznych lotniczych przyrządów pokładowych. Rozpatrzono przy tym zakres i kolejność badań, cel badań i metody obliczeń przy badaniach, badania ogólne, na które składają się badania wpływu oddziaływań mechanicznych, badania w różnych warunkach klimatycznych, oraz badania izolacji elektrycznych połączeń przyrządów. Przedstawiono zasady badania przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, przyrządów kontroli pracy silników z uwzględnieniem wskaźników prędkości obrotowej i paliwomierzy, przyrządów kontroli stanu poszczególnych instalacji i agregatów, przyrządów góroskopowych ze szczegółowym opisem kilku podstawowych typów stoisk i oprzyrządowania badawczego oraz zasady badania przyrządów samopiszących i wskaźników nawigacyjnych. Opisano także stanowiska do półautomatycznego badania przyrządów oraz rozpatrzono zagadnienia organizacji badań kontrolno-sprawdzających.

W załączonym dołączku dano zestawienie istniejących stoisk i oprzyrządowania do badań przyrządów pod działaniem drgań, obciążeń uderzeniowych i bezwładnościowych na wirówkach, obciążeń w czasie transportu oraz odporności na ciśnienie dźwiękowe, temperaturę, wilgoć, pył oraz elektrycznej wytrzymałości izolacji. Wskazano również metody sprawdzania i regulacji stoisk badawczych.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów zakładów i biur konstrukcyjnych budowy lotniczych przyrządów pokładowych, mogą z niej korzystać również studenci wyższych szkół technicznych.

LS

## DEFEKTOSKOPIA BARWNA

tania i prosta metoda umożliwiająca:

- ujawnianie wad powstałych zarówno w zakresie produkcji, jak i podczas eksploatacji maszyn i urządzeń
- wykrywanie pęknięć zmęczeniowych, szlifierskich, hartowniczych, spawalniczych, odlewniczych i kuźniczych
- stwierdzenie wad powierzchniowych zarówno w metalach i stopach żelaznych (stale), lekkich (Al i Mg), kolorowych (Cu, brązy, mosiądze) magnetycznych i niemagnetycznych, a także w tworzywach sztucznych, szkłe i ceramice

DEFEKTOSKOPIA BARWNA zalecana jest wszędzie tam, gdzie wczesne wykrycie wad jest szczególnie pożądane, jak w częściach samolotów, pojazdów mechanicznych, szybko wirujących maszyn itp.

FARBY DO DEFECTOSKOPII BARWNEJ produkowane są w pojemnikach samonatryskujących w postaci aerosolu pod nazwą

## DEFEKTOSOL

Szczegółowych informacji udziela producent:

Farmaceutyczna Spółdzielnia Pracy „UNIA”,  
Warszawa, ul. Ogrodowa 59a, tel. 20-33-68.

Tablica 1.1. Orientacyjne warunki wyżarzania odpężającego tytanu i jego stopów

| Oznaczenie stopu          | Temperatura wyżarzania [°C] | Czas wyżarzania [min] | Sposób chłodzenia |
|---------------------------|-----------------------------|-----------------------|-------------------|
| Tytan techniczny          | 480—590                     | 15—240                | w powietrzu       |
| Stopy $\alpha$            |                             |                       |                   |
| Ti-5Al-2,5Sn              | 540—650                     | 15—240                | w powietrzu       |
| Ti-5Al-5Sn-5Zr            | 590—705                     | 15—60                 | w powietrzu       |
| Ti-7Al-12Zr               | 590—705                     | 15—60                 | w powietrzu       |
| Ti-7Al-2Cb-1Ta            | 590—705                     | 15—60                 | w powietrzu       |
| Ti-8Al-1Mo-1V             | 590—705                     | 30—300                | w powietrzu       |
| Stopy $\alpha + \beta$    |                             |                       |                   |
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo            | 480—540                     | 30—60                 | w powietrzu       |
| Ti-8Mn                    | 480—540                     | 15—30                 | w powietrzu       |
| Ti-4Al-4Mn                | 480—705                     | 15—60                 | w powietrzu       |
| Ti-4Al-3Mo-1V             | 480—565                     | 30—480                | w powietrzu       |
| Ti-5Al-1,5Fe-1, 4Cr-1,2Mo | 540—705                     | 30—120                | w powietrzu       |
| Ti-5Al-4FeCr              | 540—705                     | 30—120                | w powietrzu       |
| Ti-6Al-4V                 | 480—650                     | 60—300                | w powietrzu       |
| Ti-6Al-6V-2Sn             | 480—650                     | 60—480                | w powietrzu       |
| Ti-7Al-4Mo                | 480—705                     | 60—480                | w powietrzu       |
| Stop $\beta$              |                             |                       |                   |
| Ti-13V-11Cr-3Al           | 705—735                     | 5—15                  | w powietrzu       |

Wyższe temperatury wyżarzania odnoszą się do krótszych czasów i odwrotnie.

**Uwaga:** tablice 2, 3 i 4 znajdują się na IV str. okładki

Tablica 1.5. Orientacyjne warunki obróbki cieplnej przemysłowych stopów  $\alpha + \beta$  oraz stopu  $\beta$

| Oznaczenie stopu | Przechłodzenie    |               |                   | Starzenie        |              |                   |
|------------------|-------------------|---------------|-------------------|------------------|--------------|-------------------|
|                  | temperatura [°C]  | czas [min]    | sposób chłodzenia | temperatura [°C] | czas [godz.] | sposób chłodzenia |
| BT6              | 950 ± 10          | <sup>1)</sup> | w wodzie          | 450—500 ± 10     | 2            | w powietrzu       |
| BT8              | 950 ± 10          | <sup>1)</sup> | w wodzie          | 500—600 ± 10     | 1—6          | w powietrzu       |
| BT3-1            | 880 ± 10          | <sup>1)</sup> | w wodzie          | 550 ± 10         | 3—10         | w powietrzu       |
| BT14             | 880 ± 10          | <sup>1)</sup> | w wodzie          | 540 ± 10         | 8—12         | w powietrzu       |
| BT16             | 790 ± 10          | <sup>1)</sup> | w wodzie          | 500 ± 10         | 16           | w powietrzu       |
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo   | 705—805           | 30—60         | w wodzie          | 480—590          | 4—24         | w powietrzu       |
| Ti-2,5Al-16V     | 750               | 30            | w wodzie          | 525              | 4            | w powietrzu       |
| Ti-4Al-4Mn       | 730—790           | 120           | w wodzie          | 480—540          | 2—24         | w powietrzu       |
| Ti-4Al-3Mo-1V    | 900               | 30            | w wodzie          | 510              | 12           | w powietrzu       |
| Ti-6Al-4V        | 840—950           | 15—30         | w wodzie          | 480—540          | 4—8          | w powietrzu       |
| Ti-6Al-6V-2Sn    | 870               | 120           | w wodzie          | 620              | 3            | w powietrzu       |
| Ti-5Al-4FeCr     | 790—830           | 5—20          | w wodzie          | 480—510          | 4—8          | w powietrzu       |
| Ti-7Al-4Mo       | 925—980           | 30—120        | w wodzie          | 540—620          | 4—8          | w powietrzu       |
| Ti-13V-11Cr-3Al  | <sup>2)</sup> 790 | 5—20          | w powietrzu       | 425—540          | 12—100       | w powietrzu       |
|                  | <sup>3)</sup> —   | —             | —                 | 425—480          | 0,5—4        | w powietrzu       |

|                                  |        |         |         |          |         |
|----------------------------------|--------|---------|---------|----------|---------|
| <sup>1)</sup> Grubość blachy, mm | do 1,5 | 1,6—2,0 | 2,1—4,0 | 4,1—10,0 | pow. 10 |
| Czas wygrzewania, min            | 5      | 7       | 10      | 25       | 60      |

<sup>2)</sup> blachy; <sup>3)</sup> pręty, odkuwki.

T a b l i c a 1.2. Orientacyjne warunki wyżarzania rekrystalizującego tytanu technicznego i przemysłowych stopów  $\alpha$

| Oznaczenie stopu | Temperatura wyżarzania<br>[°C] | Czas wyżarzania<br>[min] | Sposób chłodzenia |
|------------------|--------------------------------|--------------------------|-------------------|
| BT1-1, BT1-2     | 530—680                        | 1)                       | w powietrzu       |
| 99% Ti           | 590—735                        | 10—60 2)                 | w powietrzu       |
| BT5              | 800                            | 1)                       | w powietrzu       |
| BT5-1            | 750—800                        | 1)                       | w powietrzu       |
| Ti-5Al-2,5Sn     | 815                            | 30                       | w powietrzu       |
| Ti-5Al-5Sn-5Zr   | lub 870                        | 10                       | w powietrzu       |
| Ti-7Al-12Zr      | 870—900                        | 30—240                   | w powietrzu       |
| Ti-7Al-2Cb-1Ta   | 870—900                        | 30—240                   | w powietrzu       |
| Ti-8Al-1Mo-1V    | 900                            | 60                       | w powietrzu       |
|                  | 790                            | 480                      | w piecu           |

1) Grubość blachy, mm      do 1,5      1,6—2,0      2,1—6,0      pow. 6,0  
Czas wyżarzania, min      15      20      25      60

2) Zależnie od temperatury wyżarzania i grubości części.

T a b l i c a 1.4. Orientacyjne warunki wyżarzania rekrystalizującego amerykańskich przemysłowych stopów  $\alpha + \beta$  i stopu  $\beta$

| Oznaczenie stopu         | Temperatura wyżarzania<br>[°C] | Czas wyżarzania<br>[min] | Sposób chłodzenia                                          |
|--------------------------|--------------------------------|--------------------------|------------------------------------------------------------|
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo           | 650—705                        | 30—240                   | w powietrzu                                                |
| Ti-8Mn                   | 650—760                        | 30—60                    | w piecu do temp. 540 °C, potem w powietrzu                 |
| Ti-4Al-4Mn               | 705—790                        | 60—120                   | w piecu do temp. 540 °C, potem w powietrzu                 |
| Ti-4Al-3Mo-1V            | 705—735                        | 60—120                   | w powietrzu                                                |
| Ti-5Al-1,5Fe-1,4Cr-1,2Mo | 650—705                        | 240—1440                 | w powietrzu                                                |
| Ti-5Al-4FeCr             | 705—790                        | 60—240                   | w piecu do temp. 540 °C, potem w powietrzu                 |
| Ti-6Al-4V                | 705—840                        | 60—480                   | w piecu lub w powietrzu                                    |
| Ti-6Al-6V-2Sn            | 705—830                        | 45—480                   | w piecu lub w powietrzu                                    |
| Ti-7Al-4Mo               | 705—790                        | 60—480                   | w powietrzu lub w piecu do temp. 540 °C, potem w powietrzu |
| Ti-13V-11Cr-3Al          | 710—790                        | 10—60                    | w powietrzu lub w wodzie                                   |

T a b l i c a 1.3. Orientacyjne warunki wyżarzania rekrystalizującego radzieckich przemysłowych stopów  $\alpha + \beta$

| Oznaczenie stopu | Temperatura wyżarzania<br>[°C]         | Czas wyżarzania<br>[min] | Sposób chłodzenia                                           |
|------------------|----------------------------------------|--------------------------|-------------------------------------------------------------|
| OT4-1            | 650—750                                | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| OT4              | 670—750                                | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| BT4              | 700—750                                | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| OT4-2            | 700—850                                | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| BT6              | 800                                    | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| BT8              | 920<br>+ 590                           | 1)<br>60                 | w powietrzu<br>w powietrzu                                  |
| BT3-1            | 870 ± 15<br>izotermiczne<br>+ 650 ± 15 | 1)<br>120                | w piecu do temp. 650 ± 15 °C<br>w powietrzu                 |
| BT14             | 750                                    | 1)                       | w powietrzu                                                 |
| BT16             | 780                                    | 1)                       | w piecu z szybkością 2—3 °C/min do 400 °C potem w powietrzu |

1) Grubość blachy, mm      do 1,5      1,6—2,0      2,1—6,0      pow. 6,0  
Czas wyżarzania, min      15      20      25      60  
2) Dla podwyższenia plastyczności czas wyżarzania przedłuża się do 24 godz.