

7

# technika lotnicza i astronautyczna

Niezawodność urządzeń kosmicznych

Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej

Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej

Pomiary hałasu na lotnisku Okęcie

1968



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

#### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI      Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK  
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA  
Redaktor techniczny: ALICJA BIL

#### 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. 1602/C — R-2. 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

Rok XXIII      Lipiec 1968      Zeszyt 7

**Adres Redakcji:** Warszawa, ul. Czackiego 3/5,  
tel. 27-25-53

**Wydawca:** Wydawnictwa Czasopism Technicznych  
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

## TREŚĆ ZESZYTU

|                                                                                                                                                                                               | Str.     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| <b>A. Marks:</b> Niezawodność urządzeń kosmicznych                                                                                                                                            | 1        |
| Wspomnienie o Stefanie Drzewieckim                                                                                                                                                            | 3        |
| <b>B. Jancelewicz:</b> Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej do oceny efektów ulepszenia przeciwmęczeniowego                                                                 | 4        |
| Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP                                                                                                                                                          | 6        |
| Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej (dok.) S. L.                                                                                                                                     | 9        |
| KRONIKA                                                                                                                                                                                       | 17       |
| <b>T. Rajpert:</b> Pomiar hałasu na lotnisku Okęcie                                                                                                                                           | 18       |
| NOWOŚCI TECHNICZNE                                                                                                                                                                            | 22       |
| NOTATKI ZE ŚWIATA                                                                                                                                                                             | 27       |
| Sprzęt z zakresu techniki lotniczej na XXXVII MTP                                                                                                                                             | 27       |
| NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH                                                                                                                                                                       | 28       |
| Przegląd prasy technicznej                                                                                                                                                                    | 28       |
| POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ:<br>Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. III, Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski | III okł. |

## Warunki prenumeraty

Zamówienia i przedpłaty na **TECHNIKE LOTNICZĄ** i **ASTRONAUTYCZNĄ** należy kierować pod adresem:

**Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT**  
Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

### Prenumerata normalna:

|           |        |
|-----------|--------|
| kwartalna | 36 zł  |
| półroczna | 72 zł  |
| roczna    | 144 zł |

Zamówienia można składać na okresy kwartalne, półroczne i roczne do dnia 15 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty. Należność za prenumeratę należy wpłacać w PKO — Warszawa — konto 1-9-121697, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

**PRENUMERATA ROCZNA DLA CZŁONKÓW SIMP**  
**WYNOSI 70 ZŁOTYCH**

### Prenumerata ulgowa:

|           |       |
|-----------|-------|
| kwartalna | 24 zł |
| półroczna | 48 zł |
| roczna    | 96 zł |

Przypominamy, że z prenumeraty ulgowej korzystają członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych, zrzeszeni w NOT (zamówienia należy składać w kołach zakładowych NOT), studenci wyższych uczelni (zamówienia należy składać w kołach naukowych uczelni) oraz uczniowie szkół zawodowych (zamówienia należy składać w kołach dyrekcji szkoły).

519.26:621.3.019.3:629.19

MARKS A.

### Надежность космических устройств

Одним из элементов, которые имеют решающее влияние на успехи astronautических экспериментов является надежность действия всех устройств отправляемых в космическое пространство.

В статье рассмотрены источники и причины возникновения неисправностей этих устройств, а также обращено внимание на способы предотвращения аварийных ситуаций. В четырех таблицах приведены численные данные относительно видов и частоты появления неисправностей в конкретных космических кораблях.

620.178.32

JANCELEWICZ B.

### Применение анализа полной усталостной долговечности конструкции для оценки эффектов противоусталостного её улучшения

Использование предела усталостной прочности при усталостных исследованиях может вести к неправильным выводам. В авиационных конструкциях допускается превышение напряжений значительно больших чем соответствующие пределы усталостной прочности. При выборе оптимальных конструктивных решений и технологических процессов автор рекомендует использование долговечности конструкции в качестве сравнительного параметра. В статье дается методика вычисления полной усталостной долговечности. В статье приведены функции и формулы. Метод иллюстрирован примером повышения усталостной прочности фрагмента авиационной конструкции при помощи технологического процесса.

620.178.311.4

LASSOTA S.

### Количественные испытания усталостной прочности

В настоящей работе представлены методы количественных испытаний усталостной прочности, определены ее основные параметры и типовые нагрузки появляющихся в условиях эксплуатации.

Описаны основные критерии усталостной прочности и способ определения на основании испытаний кривых постоянной усталостной долговечности, а также критерии разброса характеристик усталостной прочности летательных аппаратов.

Приведен анализ зависимости характеристик усталостной прочности, статической прочности от времени работы. Представлены методы расчетов усталостной прочности, основы испытаний направленных на ее проверку, а также основы проверки конструкции в условиях эксплуатации.

656.7.053.7

RAJPERT T.

### Измерения шума на аэродроме Окенце

Статья разработана на основе доклада произнесенного в сентябре 1967 г. во время XIV Семинара по вопросам акустики в Цетеве. В статье представлен метод проведения измерений шума на аэродромах с учетом: 1) расположения точки измерительных пунктов, 2) обеспечения сравнимости и однозначности измерений, а также 3) локализации источника шума. Рассмотрено применение метода к измерениям шума на аэродроме Окенце.



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

519.26:621.3:019.3:629.19

## Niezawodność urządzeń kosmicznych

*Jednym z elementów decydujących o powodzeniu eksperymentów astronautycznych jest niezawodność działania urządzeń wysyłanych w przestrzeń kosmiczną. W artykule omówiono źródła i przyczyny występowania niesprawności, jak również zwrócono uwagę na sposoby zapobiegania sytuacjom awaryjnym. W tablicach podano dane liczbowe dotyczące rodzajów i częstości występowania niesprawności w różnych pojazdach kosmicznych.*

Kosmiczne rakiety nośne są nadzwyczaj skomplikowanymi urządzeniami, zdolnymi do dokładnego wypełniania bardzo złożonych manewrów. Wiele elementów konstrukcyjnych rakiet ma bardzo duże wymiary, ale jednocześnie bardzo delikatną budowę, aby jak najbardziej zmniejszyć masę konstrukcji. Wymaga się od nich nadzwyczaj wysokiej niezawodności w bardzo trudnych warunkach eksploatacyjnych.

Nadzwyczaj wysokiej niezawodności wymaga się także od wszystkich elementów konstrukcyjnych aparatów kosmicznych, przy czym są to innego rodzaju urządzenia niż w przypadku rakiet. Aparaty kosmiczne mają jeszcze bardziej skomplikowaną budowę, przy równoczesnym zminiaturyzowaniu całej konstrukcji. Ich zadaniem jest długotrwałe sprawne działanie w bardzo trudnych warunkach lotu kosmicznego, a na samym początku tego lotu muszą one przetrzymać bez uszkodzeń znaczne przeciążenia i oddziaływanie silnych drgań o różnych częstościach, w tym także ultradźwiękowych.

I dziwić się raczej należy nie temu, że zdarzają się niepowodzenia, ale temu, że większość eksperymentów kosmonautycznych kończy się sukcesem.

Zawdzięczamy to przestrzeganiu surowych wymagań w toku całej budowy danego urządzenia kosmicznego, poczynając od doboru tworzyw

konstrukcyjnych poprzez zachowanie nadzwyczajnej staranności w trakcie wykonywania poszczególnych elementów konstrukcji, a następnie w czasie montażu zespołów i całego urządzenia.

Ciągle przy tym wykonywane są kontrole zarówno półproduktów, jak też i całych zespołów, przy czym bada się je w znacznie surowszych warunkach niż te, w jakich będą one musiały pracować. Kontrola gotowego urządzenia pochłania więc niekiedy ponad 20% kosztów jego wykonania.

Szczególnie skomplikowaną, a zarazem delikatną, część wszystkich rakiet i aparatów kosmicznych stanowią urządzenia elektroniczne. Wiele uwagi poświęca się zapewnieniu ich sprawności i niezawodności, z tego względu, że około 60% niesprawności wywoływane jest właśnie przez urządzenia elektroniczne, a tylko 40% przez pozostałe urządzenia razem wzięte (dane te uzyskano analizując 10 startów rakiet Saturn I). Ponieważ sprawność i niezawodność innych urządzeń (mechanicznych, hydraulicznych, pneumatycznych i elektromechanicznych) jest niedostatecznie analizowana, powstała konieczność badań w tym zakresie.

W celu zapewnienia jak najwyższej sprawności i niezawodności urządzeń kosmicznych uczeni amerykańscy wiele uwagi poświęcają na wnikliwe i drobiazgowo badanie

wszelkich awarii, niepowodzeń i niesprawności, a uzyskane dane natychmiast zostają przekazane wszystkim zainteresowanym.

Okazało się przy tym, że wielkie znaczenie ma zarówno fachowość i staranność robotników wykonujących poszczególne urządzenia, jak i umiejętne przeprowadzenie prób, gdyż wiele sprawnych elementów i urządzeń uszkodzanych jest przez nieprawidłowe przeprowadzanie prób. Istotne znaczenie ma także prawidłowa obsługa całego urządzenia przed startem, a zwłaszcza w czasie startu i późniejszego lotu, gdyż nieprawidłowe reakcje sterujących tym procesem ludzi mogą wywołać uszkodzenia zupełnie sprawnych urządzeń lub też wystąpienie nie zaplanowanych, a niekorzystnych sytuacji grożących całkowitą katastrofą. W związku z tym sugeruje się konieczność dalszej automatyzacji czynności — zwłaszcza podczas startu. Okazało się także, że większe niż oczekiwano znaczenie ma starzenie się konstrukcji, w wyniku czego sprawne i prawidłowo konserwowane elementy konstrukcyjne, a tym bardziej gotowe urządzenia, tracą z czasem swą sprawność i niezawodność. Również jednak i elementy zbyt nowe — „młode” — wykazują większy współczynnik niesprawności. Z tego powodu także i pod tym kątem widzenia konieczna jest optymalizacja konstrukcji rakiety czy aparatu kosmicznego.

Tablica 1

| Numer startu | Niesprawność elementów rakiety | Niesprawność urządzeń naziemnych | Przyczyny niesprawności   |                       |                                        |
|--------------|--------------------------------|----------------------------------|---------------------------|-----------------------|----------------------------------------|
|              |                                |                                  | Niedokładność konstrukcji | Niedostateczna jakość | Odchylenie od zaplanowanych parametrów |
| SA 1         | 131                            | 18                               | 2                         | 38                    | 109                                    |
| 2            | 106                            | 34                               | 14                        | 12                    | 114                                    |
| 3            | 122                            | 61                               | 13                        | 32                    | 138                                    |
| 4            | 114                            | 21                               | 1                         | 39                    | 95                                     |
| 5            | 383                            | 199                              | 41                        | 248                   | 293                                    |
| 6            | 323                            | 200                              | 54                        | 194                   | 275                                    |
| 7            | 230                            | 228                              | 71                        | 119                   | 268                                    |
| 8            | 468                            | 226                              | 118                       | 290                   | 286                                    |
| 9            | 286                            | 315                              | 75                        | 274                   | 253                                    |
| 10           | 307                            | 129                              | 29                        | 206                   | 201                                    |

Tablica 2

| Element                             | Częstotliwość niesprawności w % na 1000 godzin pracy i przy 60% pewności |
|-------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------|
| Kondensator szklany                 | 0,000 15                                                                 |
| Tantalowy twardy kondensator        | 0,001                                                                    |
| Metalowo-papierowy kondensator      | 0,0006                                                                   |
| Opornik drutowy mocy                | 0,001                                                                    |
| Przełączający tranzystor typu p-n-p | 0,0005                                                                   |
| „ „ „ „ n-p-n                       | 0,0012                                                                   |
| Dioda Zenera                        | 0,002                                                                    |
| Dioda oporowa                       | 0,007—0,003                                                              |
| Dioda stabilizująca                 | 0,0004                                                                   |
| Opornik napyłany                    | 0,0002                                                                   |
| Przełącznik                         | 0,3 na 10 000 włączeń przy ogólnej pewności 90%                          |

Tablica 3

| Typ aparatu kosmicznego | Ilość elementów składowych | Ogólny czas działania elementów w godzinach | Procentowa częstotliwość niesprawności na 1000 godzin pracy przy ogólnej pewności 60% |
|-------------------------|----------------------------|---------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Wojskowy                | 25 800                     | 3 454 080 000                               | <0,0001                                                                               |
| „ „                     | 4700—13 400                | 484422 000                                  | 0,0002                                                                                |
| „Tiro” (2 aparaty)      | 5 000                      | 176 640 000                                 | 0,0005                                                                                |
| „Syncom” (2 aparaty)    | 3 500                      | 100 844 000                                 | 0,0009                                                                                |
| „Relay” (2 aparaty)     | 9 400                      | 545 752 000                                 | 0,00016                                                                               |

Niedostateczne początkowo zwracanie uwagi na wszechstronne badania wszystkich tworzyw, elementów i urządzeń od samego zarania ich budowy doprowadziło do takiej sytuacji, że nieprawidłowości ich ujawniały się dopiero w czasie końcowych prób. Przyczyny ich uszeregowano w następujący sposób: 1) użycie starych elementów, 2) użycie niedostatecznie sprawnych elementów, 3) niewłaściwe wykorzystanie pełnosprawnych elementów, 4) niewłaściwe tworzywa, 5) niewłaściwa technologia, 6) niewłaściwa kontrola, 7) korozja, 8) uszkodzenia przez ultradźwięki w czasie czyszczenia elementów, 9) oddziaływanie tworzyw służących jako opakowanie (!), 10) niewłaściwe oznaczenie typu elementów — np. tranzystorów (!).

Szczególnie wiele uwagi poświęcono tym sprawom w przypadku rakiet Saturn I, gdyż ich budowa miała na celu dostarczenie doświadczeń do budowy rakiet Saturn V, a także w przypadku aparatów kosmicznych Mariner, Lunar Orbiter i Syncom, ze względu na nieprzeciętny stopień komplikacji ich konstrukcji. W przypadku startów rakiet Saturn I ujawniły się niesprawności (przedstawiono w tablicy 1).

Uderzające jest, że ilość niesprawności w kolejnych próbach rosła aż do próby ósmej. Wynikało to jednak z tego, że próby te były coraz bardziej skomplikowane. Wypada tutaj także dodać, że liczba samych tylko elementów elektronicznych w rakiecie Saturn SA 5 wynosiła

85 000, a liczba typów tych elementów — 1400.

Jeżeli chodzi o konstrukcję aparatów kosmicznych, to w pierwszych egzemplarzach aparatu „Mariner” — służących do lotów w stronę planety Wenus, trwających po około 2500 godzin — aby uzyskać pewność powodzenia 70% stawiano następujące wymagania. Z 25 000 elementów konstrukcyjnych 7500 najważniejszych nie mogło mieć gorszego współczynnika niesprawności niż 0,005% przy długotrwałości działania 1000 godzin. Rzeczywista niezawodność okazała się jednak 8 razy mniejsza, to znaczy równa 0,04%. Chociaż więc wysłany w 1962 r. aparat Mariner 2 spełnił swoje zadanie, to jednak uzyskane z niego dane były mniej obfite i dokładne niż te, jakie uzyskano by przy zaplanowanej niezawodności jego elementów.

Stwierdzenie tego faktu zdopinguwało uczonych amerykańskich do poświęcenia znacznie większej uwagi tym sprawom w czasie realizacji lotu aparatu kosmicznego „Mariner 4” wysłanego w kierunku planety Mars w 1965 r., tym bardziej że miał on trudniejszą misję do spełnienia. Aparat ten składał się z 34 600 elementów elektronicznych i działał 3000 godzin. Aby uzyskać 60% pewności działania aparatu, elementy te musiały mieć współczynnik niezawodności aż 0,00044%, czyli prawie 100 razy lepszy niż w przypadku pierwszych Marinerów wenusjańskich. Okazało się przy tym, że w przypadku elementów elektronicznych uzyskuje się znaczny wzrost niezawodności, jeżeli stosuje się znacznie mniejsze napięcia i natężenia prądu niż nominalne.

Dokładniejszej analizy dokonano w tej dziedzinie w odniesieniu do aparatów kosmicznych „Lunar Orbiter” (tabl. 2).

Dla innych aparatów uzyskano rezultaty (przedstawione w tablicy 3).

Aparaty wojskowe działały w warunkach: 1) temperatura od 15 do 30 °C, 2) większość elementów elektronicznych obciążona tylko do 1% nominalnej wartości, 10% elementów obciążono od 1 do 10%, 1% od 10 do 25%, 0,01% od 25 do 50% wartości nominalnej, 3) ceramiczne i szklane kondensatory były obciążone do 25% nominalnego napięcia, 4) tantalowe kondensatory były obciążone od 50 do 80% przy temperaturze 85 °C.

Analizując niezawodność najlepszych urządzeń elektronicznych w aparatach kosmicznych stwierdzono dość nieoczekiwane, że jest ona zbliżona do niezawodności złączy spawanych lub lutowanych, a więc jest ona przez nie limitowana. Jako skalą porównawczą można się tutaj posłużyć wynikami badań tego problemu w rakietach „Minuteman” i stacjach radiolokacyjnych. Na przykład w rakiecie „Minuteman” ręcznie wykonywane złącza odznaczają się niezawodnością 0,00014% w okresie 1000 godzin, co daje 90% niezawodności.

Tablica 4

| Typ elementu                 | Minimalna częstotliwość niesprawności w % na 1000 godzin pracy przy ogólnej pewności 60% przewidywana teoretycznie | Rzeczywista | Niezawodność rzeczywista mniejsza od teoretycznej |
|------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|---------------------------------------------------|
| Ogniwa niklowo-kadmowe       | 0,04                                                                                                               | 0,022       |                                                   |
| Kondensatory stałe           |                                                                                                                    |             |                                                   |
| ceramiczne                   | 0,0001                                                                                                             | 0,0006      | +                                                 |
| szklane                      | 0,00015                                                                                                            | —           |                                                   |
| metalowo-papierowe           | 0,0006                                                                                                             | 0,037       | +                                                 |
| tantalowe twarde             | 0,001                                                                                                              | 0,010       | +                                                 |
| Kondensatory szklane zmienne | 0,0035                                                                                                             | 0,017       | +                                                 |
| Wyłączniki                   | 0,000007                                                                                                           | 0,008       | +                                                 |
| Kable                        | 0,00001                                                                                                            | 0,044       | +                                                 |
| Diody                        | 0,0004                                                                                                             | 0,00052     | +                                                 |
| Cewki indukcyjne             | 0,00095                                                                                                            | 0,013       | +                                                 |
| Zespoły integralne           | 0,004                                                                                                              | 0,01        |                                                   |
| Elementy pamięci ferrytowe   | —                                                                                                                  | 0,00005     |                                                   |
| Przełączniki (10A)           | 0,3% na 10 000 włączeń (przy ogólnej pewności 90%)                                                                 | —           |                                                   |
| Przełączniki — przełączniki  | 0,1                                                                                                                | 0,037       |                                                   |
| Oporniki stałe               |                                                                                                                    |             |                                                   |
| napiłane                     | 0,0002                                                                                                             | 0,00024     | +                                                 |
| pełne masowe                 | 0,0002                                                                                                             | 0,00024     | +                                                 |
| drutowe                      | 0,001                                                                                                              | —           |                                                   |
| Słoneczne elementy           | 0,0001                                                                                                             | 0,00014     | +                                                 |
| Tranzystory                  | 0,0005                                                                                                             | 0,00097     | +                                                 |

wodności całej rakiety. W przypadku naziemnych stacji radiolokacyjnych mamy w tych samych warunkach identyczną niezawodność, a w przypadku stacji samolotowych 0,0034%. Tylko wyjątkowo obecnie udaje się osiągnąć niezawodność złączy 0,000 05%, czyli trzy razy lepszą niż średnia.

Szczegółową specyfikę niezawodności elementów elektronicznych (przy 1000-godzinny działaniu i 60% ogólnej pewności), przedstawia tablica 4.

Jak widzimy bardzo niepokojące jest to, że realna niezawodność jest istotnie mniejsza niż teoretycznie oczekiwana.

Na początku artykułu wspomniano już, że znacznie uboższe są wyniki badań niezawodności innych — nieelektronicznych elementów i urządzeń. Tak więc dla „stacjonarnego” satelity radiolokacyjnego „Syncom” tylko ogólnie można uszeregować przyczyny niesprawności: 1) zawór silnika raketowego pracującego na azocie, 2) wyłącznik urządzenia odłączającego od rakiety nośnej, 3) przełącznik anteny nadawczej, 4) mechanizm anteny odbiorczej, 5) lampa nadawcza, 6) pirotechniczne urządzenia odłączające, 7) fotoogniwa słoneczne.

## Wspomnienie o Stefanie Drzewieckim

23 kwietnia br. minęło trzydzieści lat od śmierci inż. Stefana Drzewieckiego. Ponieważ jego działalność teoretyczna i wynalazcza stanowiła podwaliny nowoczesnej wiedzy o lotnictwie, warto przypomnieć czytelnikom nazwisko wielkiego wynalazcy.

Stefan Drzewiecki urodził się na Podolu, studia techniczne ukończył w Paryżu, po czym — po powstaniu 1863 r. — powrócił do kraju, dokonał szeregu wynalazków z różnych dziedzin techniki, a ich wystawienie na Wystawie Powszechnej w Wiedniu w 1873 r. pozwoliło mu uzyskać nagrody za rozwiązania konstrukcyjne oraz propozycję współpracy ze strony rządu rosyjskiego. W Petersburgu zajął się Drzewiecki problemami żeglugi podwodnej, co — w przyszłości — ułatwiło mu prowadzenie studiów i badań w dziedzinie lotnictwa. Od projektu jednoosobowej łodzi podwodnej (o napędzie nożnym, w 1877 r.) — poprzez łódź z wieżyczką peryskopową i napędem akumulatorowym — przez projekt łodzi dla marynarki francuskiej (najwyższa nagroda na konkursie w 1896 r.) — doszedł wynalazca w latach 1905—1907 do konstrukcji nowoczesnego bojowego okrętu podwodnego z silnikiem spalinowym 270 KM i wyrzutnią torped.

Wynalazca swój genialny umysł skoncentrował na lotnictwie. I tu Drzewiecki wybiera trudniejszą alternatywę możliwości dokonywania lotów: przyszłość żeglugi powietrznej widzi w aparatach cięższych od powietrza. Jest osamotniony w swej opinii, że lot samolotu nie może opierać się na zasadzie bicia skrzydeł — na wzór ptaków. Już w 1885 r., w referacie wy-

głoszonym w Carskim Towarzystwie Technicznym, polski uczony podał wstępne zasady mechaniki lotu, opisując ruch płaszczyzny w powietrzu z pewną prędkością i wprowadzając pojęcie kąta natarcia oraz siły nośnej.

Drzewiecki prowadzi studium lotu ptaków i wyniki swych badań publikuje w języku francuskim i rosyjskim w latach 1887, 1889 i 1891. Szczególnie interesujące są publikacje pt. „Le vol plané” i „L'Aviation de demain”.

Badania i studia nad śmigłami stanowiły następny wielki etap jego pionierskiej działalności w lotnictwie. Drzewiecki pierwszy podał sposób określenia sił działających na wodną śrubę pociągową i metodę tę rozszerzył na śmigło lotnicze. Pierwsze prace z tej dziedziny ogłosił Drzewiecki w Rosji w 1885 r., zaś tzw. teorię elementarną przedstawił we Francuskim Stowarzyszeniu Techniki Morskiej w 1892 r.

Rozpatrując elementy łopatki śmigła jako elementy płata nośnego podał Stefan Drzewiecki praktyczną metodę obliczania śmigła. Gdy w czasie późniejszym opublikowane zostały tabele zawierające dane dla profilów aerodynamicznych, metoda ta oddała konstruktorom nieocenione usługi. Metoda Drzewieckiego (dzięki swej prostocie oraz dobrym wynikom) znalazła międzynarodowe zastosowanie nie tylko w odniesieniu do śmigła pociągowego, lecz niejednokrotnie również — do wentylatora oraz śmigła nośnego.

Teoria Drzewieckiego została rozwinięta i uzupełniona przez Niego samego oraz późniejszych badaczy (znana jest np. teoria Froude — Drzewieckiego) i posłużyła

za podstawę innym teoriom śmigła. Drzewiecki wydał szereg prac poświęconych dziedzinie śmigieł, m.in. „Des Hélices Propulsives” (w 1892 r.), „Théorie griebnych wintów i ich sprawnień” (w 1902 r.), „Des Hélices Aériennes” (w 1909), 3 publikacje w latach 1910—1911 i wreszcie „Théorie Générale de l'Hélice — hélices aériennes et hélices marines” w 1920 roku.

Drzewiecki docenił potrzebę i wartość danych doświadczalnych uzyskanych drogą pomiarów i obliczeń wykonywanych w laboratorium aerodynamicznym. Poglądom swym i imperatywnym dezideratom dał uczony wyraz w 1909 r. w publikacji pt. „De la nécessité urgente de créer un Laboratoire d'Essais Aérodynamiques”. Organizację laboratoriów uważał Drzewiecki „za kwestię życia i śmierci dla rodzącego się lotnictwa”, toteż po powstaniu laboratorium Eiffela przeprowadzał sam wiele badań tunelowych, publikując następnie wyniki niektórych pomiarów w swoich pracach z dziedziny śmigieł.

Drzewiecki zapisał się również w historii lotnictwa jako konstruktor samolotów. W 1911 r. zbudował aparat latający typu „kaczka”, wyposażony w specjalne urządzenia stabilizacyjne.

W ostatnich latach swego życia zajął się Drzewiecki zastosowaniem teorii kinetycznej gazów do mechaniki ośrodków ciągłych i w pracy tej kontaktował się z profesorem Witoszyńskim.

Niestrudzone swoje życie wynalazcy, konstruktora, naukowca i badacza — a przede wszystkim pioniera lotnictwa — zakończył ten wielki Polak w wieku 94 lat.

## Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej do oceny efektów ulepszania przeciwzmęczeniowego

*Posługiwanie się granicą wytrzymałości zmęczeniowej jako parametrem w badaniach zmęczeniowych może prowadzić do niewłaściwych wniosków. W konstrukcjach lotniczych dopuszcza się występowanie naprężeń przewyższających, nawet znacznie, odpowiednie granice zmęczenia. Przy poszukiwaniu optymalnych rozwiązań konstrukcyjnych i procesów technologicznych autor zaleca posługiwanie się trwałością konstrukcji jako parametrem porównawczym. W artykule scharakteryzowano metodykę obliczenia całkowitej względnej trwałości zmęczeniowej. Omówiono występujące funkcje i zależności. Metodę zilustrowano przykładem podwyższenia wytrzymałości zmęczeniowej fragmentu konstrukcji lotniczej za pomocą zabiegu technologicznego.*

Posługiwanie się granicą wytrzymałości zmęczeniowej jako parametrem w badaniach zmęczeniowych może prowadzić do niewłaściwych wniosków. Jak bowiem wiadomo, w konstrukcjach lotniczych dopuszcza się występowanie naprężeń przewyższających, czasem znacznie, odpowiednie granice zmęczenia. Wynika stąd, że poszukując optymalnych, ze względu na kryteria zmęczeniowe, rozwiązań konstrukcyjnych lub zabiegów technologicznych należy raczej posługiwać się trwałością konstrukcji jako parametrem porównawczym. Wiąże się z tym trudne zagadnienie wyboru obciążeń, dla których przeprowadzi się badania trwałości. Z uwagi na znaczną czasochłonność i koszt badań zmęczeniowych badania trwałości prowadzi się obecnie przeważnie na jednym poziomie obciążeń wybranym z analizy konstrukcji lub na podstawie własnego doświadczenia czy też wyników badań innych.

Miarodajność tak uzyskanych wyników ilościowych może jednak budzić poważne wątpliwości. Czasem wątpliwe mogą okazać się również wyniki jakościowe. Wiadomo bowiem, że zmiany charakterystyki trwałości zmęczeniowej konstrukcji przedstawione w postaci określonych zmian krzywych zmęczenia konstrukcji mogą być różne w zależności od rodzaju konstrukcji, zastosowanych ulepszeń, materiału itp. Skrajne przykłady tych zmian dają się streścić następująco. Albo występuje wzrost trwałości zmęczeniowej z jednoczesnym pomijalnie małym wzrostem granicy zmęczenia, albo — wzrost granicy zmęczenia z pomijalnym wzrostem trwałości powyżej nowej granicy zmęczenia. Najczęstszymi są, oczywiście, przypadki pośrednie. Warto dodać, że znane są badania, w wyniku których otrzymano przecinające się krzywe zmęczenia. W takim przypadku, prowadząc badania na jednym poziomie naprężeń, można otrzymać wyniki jakościowo sprzeczne, zależnie od wyboru poziomu naprężeń.

Szerszą analizę zagadnienia miarodajności badań na jednym poziomie naprężeń można znaleźć wraz z odpowiednimi przykładami w materiałach Konferencji Naukowo-Technicznej pt. „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” z października 1967 r. [1]. Podano tam również ogólny zarys metody obliczania efektów zmęczeniowych spowodowanych przez różne zabiegi konstrukcyjne lub technologiczne.

Metoda ta opiera się na znajomości krzywych zmęczenia poszczególnych wersji konstrukcji i znajomości widma jej obciążeń oraz pozwala na ogólniejszą ocenę trwałości zmęczeniowej konstrukcji, a tym samym prowadzi do bardziej miarodajnych wyników, będących podstawą do wyboru wersji optymalnej zmęczeniowo. Dla ułatwienia ewentualnego praktycznego stosowania wymienionej metody warto ją przedstawić bardziej szczegółowo.

### Obliczanie całkowitej względnej trwałości zmęczeniowej

Do podstawowych danych wyjściowych w przedstawianej metodzie należą, jak powiedziano, krzywe zmęczeniowe analizowanej konstrukcji lub próbek odpowiednio ją odwzorowujących w sposób możliwie wierny. Krzywe zmęczenia dla znacznej części konstrukcji samolotu można otrzymać w układzie stałych naprężeń średnich  $\sigma_m$  i zmiennych amplitud naprężeń  $\sigma_a$ . Jest to bardzo pracochłonna część całego opracowania. Najczęściej stosuje się badania na czterech do pięciu poziomach naprężeń przy użyciu 7÷10 próbek na każdym z poziomów. Wyniki opracowuje się statystycznie przy założeniu, że logarytmy trwałości zmęczeniowej na każdym poziomie naprężeń spełniają warunki rozkładu normalnego, czyli logarytm średniej trwałości na danym poziomie naprężeń jest średnią arytmetyczną logarytmów trwałości wszystkich próbek zbadanych na tym poziomie naprężeń. Można to wyrazić wzorem:

$$\log N_{sr} = \frac{\sum_{i=1}^n \log N_i}{n} \quad (1)$$

gdzie:

$N_i$  — trwałość  $i$ -tej próbki na danym poziomie naprężeń,

$n$  — liczba próbek zbadanych na tym poziomie naprężeń.

Odchylenie standardowe, ilustrujące rozrzut wyników, wyraża się wzorem:

$$S_{\log N} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\log N_i)^2 - \frac{1}{n} \left( \sum_{i=1}^n \log N_i \right)^2} \quad (2)$$

$$\beta = \frac{\frac{1}{m} \left[ \sum_{j=1}^m \log N_{srj} \right] \left[ \sum_{j=1}^m \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] - \sum_{j=1}^m \left[ \log N_{srj} \cdot \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right]}{\sum_{j=1}^m \left[ \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right]^2 - \frac{1}{m} \left[ \sum_{j=1}^m \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] \left[ \sum_{j=1}^m \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right]} \quad (10)$$

Z takiego opracowania wyników otrzymuje się tyle par danych  $(\sigma_a, \log N_{sr})$ , na ilu poziomach naprężeń prowadzono badania zmęczeniowe.

Do analitycznego opisanie krzywej zmęczenia stosuje się najczęściej prostą funkcję hiperboliczną:

$$N_{sr} = \alpha (\sigma_a - \sigma_z)^{-\beta} \quad (3)$$

lub w postaci zlogarytmowanej:

$$\log N_{sr} = \alpha' - \beta \log (\sigma_a - \sigma_z) \quad (4)$$

gdzie:

$\sigma_z$  — pozioma asymptota krzywej zmęczenia lub odpowiednia granica zmęczenia, jeśli taka istnieje,

$\alpha, \beta$  — parametry krzywej zmęczenia,  
 $\alpha' = \log \alpha$ .

Za pomocą tej funkcji można dobrze wyrazić analitycznie zależność  $N(\sigma_a)$  dla trwałości powyżej  $10^4$  cykli.

Obliczenie wartości parametrów  $\alpha', \beta$  oraz  $\sigma_z$  można wykonać z wyników badań zmęczeniowych korzystając z metody minimum sumy kwadratów błędów. Jeśli, posługując się równaniem krzywej zmęczenia, utworzyć funkcję sumy kwadratów różnic między wynikami doświadczalnymi i odpowiednią wartością krzywej analitycznej na  $j$ -tym poziomie naprężeń:

$$F = \sum_{j=1}^m \left[ \log N_{srj} - \alpha' + \beta \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right]^2 \quad (5)$$

gdzie:

$j$  — kolejny poziom naprężeń ( $j = 1, 2, \dots, m$ ),

$m$  — liczba poziomów naprężeń, na których przeprowadzono badania zmęczeniowe,

zażądać minimum tej funkcji kolejno względem parametrów  $\alpha', \beta, \sigma_z$ , co można zapisać jako warunki:

$$\frac{\partial F}{\partial \alpha'} = 0; \quad \frac{\partial F}{\partial \beta} = 0; \quad \frac{\partial F}{\partial \sigma_z} = 0 \quad (6)$$

to otrzyma się, po uproszczeniach, trzy równania:

$$\sum_{j=1}^m \left[ \log N_{srj} - \alpha' + \beta \cdot \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] = 0 \quad (7)$$

$$\sum_{j=1}^m \left\{ \left[ \log N_{srj} - \alpha' + \beta \cdot \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] \cdot \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right\} = 0 \quad (8)$$

$$\sum_{j=1}^m \left\{ \left[ \log N_{srj} - \alpha' + \beta \cdot \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] \cdot \frac{\beta}{\sigma_{aj} - \sigma_z} \right\} = 0 \quad (9)$$

Niewiadomymi są  $\alpha', \beta$  i  $\sigma_z$ . Klasyczne rozwiązanie tego układu równań jest dość kłopotliwe. Można natomiast z dwóch pierwszych równań (7) i (8) wyprowadzić wzory uzależniające parametry  $\alpha'$  i  $\beta$  od  $\sigma_z$ . Zależności te są następujące:

$$\alpha' = \frac{1}{m} \left[ \sum_{j=1}^m \log N_{srj} + \beta \sum_{j=1}^m \log (\sigma_{aj} - \sigma_z) \right] \quad (11)$$

W wyrażenie (11) wstawia się wartość  $\beta$  obliczoną z wyrażenia (10). Zakładając teraz kolejno  $\sigma_z$  oblicza się  $\beta, \alpha'$  oraz wartości funkcji  $F$ . Charakter zależności  $\beta(\sigma_z), \alpha'(\sigma_z)$  oraz  $F(\sigma_z)$  pokazano przykładowo na rysunkach 1 i 2. Wartości  $\alpha', \beta$  oraz  $\sigma_z$  dla minimum wartości funkcji  $F(\sigma_z)$  odpowiadają analizowanej krzywej zmęczenia przy spełnianiu warunku minimum sumy kwadratów błędów. Dokładność obliczeń  $\alpha', \beta$  i  $\sigma_z$  zależy od przyjętego do obliczeń skoku  $\Delta \sigma_z$  w otoczeniu minimum funkcji  $F(\sigma_z)$ .

Stosunkowo duża liczba próbek (28÷50) potrzebnych do wyznaczenia krzywej zmęczenia przy zachowaniu wymienionej wyżej liczby poziomów naprężeń i liczby próbek na każdym z tych poziomów naprężeń skłaniała niektórych badaczy do prowadzenia prób w nieco inny sposób. Badano, mianowicie, tylko po jednej próbce, ale na większej liczbie poziomów naprężeń (np. 10÷20), co wyraźnie skracało czas prób zmęczeniowych. Nie zmienia to w niczym przedstawionego w tej pracy sposobu opisanie wyników badań za pomocą wyrażenia (3) i obliczeń parametrów  $\alpha', \beta$  i  $\sigma_z$ . Powstaje jednak osobne zagadnienie znalezienia takiej minimalnej liczby badanych próbek, liczby poziomów naprężeń i rozmieszczenia próbek na poziomach naprężeń, by końcowe wyniki obliczeń trwałości zmęczeniowej otrzymać np. z założonym prawdopodobieństwem tego, że różnica pomiędzy tak otrzymaną wartością trwałości i wartością trwałości określoną z bardzo dużej liczby próbek będzie nie większa niż założona. Zagadnienie to jest na tyle ważne praktycznie, że warto zainteresować nim odpowiednich specjalistów matematyków.

Do dalszych obliczeń całkowitej trwałości zmęczeniowej konieczna jest znajomość widma obciążeń badanej konstrukcji. Widma takie są najczęściej przedstawiane w postaci zależności liczby i wartości obciążeń przekraczających pewien poziom, od ustalonego parametru czasowego, np. godzina lotu lub od liczby przeleciań kilometrów. Widma obciążeń można przeważnie przedstawić w postaci funkcji wykładniczej:

$$H(\sigma_a) = H_0 \cdot e^{f(\sigma_a)} \quad (12)$$

gdzie:

$H(\sigma_a)$  — liczba cykli naprężeń o wartości przekraczającej  $\sigma_a$ ,

$f(\sigma_a)$  — wykładnik potęgowy funkcji,

$H_0$  — parametr funkcji.

$H_0$  i  $f(\sigma_a)$  oblicza się z wyników pomiarów widma obciążeń.

Dla samolotów transportowych dominującymi, z punktu widzenia zmęczenia, są obciążenia działające na samolot w czasie lotu w burzliwej atmosferze. Wiele pomiarów widm podmuchów atmosferycznych napotykanym przez samoloty wskazuje na to, że wykładnik potęgowy można przyjąć jako liniową funkcję  $\sigma_a$ :

$$f(\sigma_a) = -h \cdot \sigma_a \quad (13)$$

Funkcja, opisująca widmo obciążeń w burzliwej atmosferze, wyrazi się wówczas wzorem:

$$H(\sigma_a) = H_0 \cdot e^{-h \cdot \sigma_a} \quad (14)$$

Obliczenia całkowitej trwałości zmęczeniowej można wykonać posługując się analizą podaną przez *Lundberga* i *Eggwertza* [2]. Podano tam metodę obliczenia całkowitej trwałości zmęczeniowej konstrukcji wychodząc ze znanej krzywej zmęczenia i widma obciążeń konstrukcji oraz przyjmując hipotezę liniowej kumulacji zmęczenia. Otrzymano wzór na całkowite zużycie zmęczeniowe konstrukcji:

$$D = \frac{H_0}{\alpha} \cdot h^{-\beta} \cdot e^{-h \cdot \sigma_z} \cdot \Gamma(\beta + 1) \quad (15)$$

gdzie:

$\Gamma(\beta + 1)$  jest funkcją tablicowaną (np. w [3]).

Całkowita trwałość zmęczeniowa, odniesiona do parametru podstawowego widma obciążeń, jest odwrotnością całkowitego zużycia zmęczeniowego:

$$R = \frac{1}{D} \quad (16)$$

Tak obliczoną trwałością już można się posłużyć jako parametrem porównawczym w analizie efektów ulepszenia przeciwzmęczeniowego. Pewne uogólnienie tej metody otrzymuje się prowadząc analizę względną, co jest możliwe w przypadku prowadzenia badań porównawczych. Jeśli więc jedną z wersji konstrukcji przyjąć za podstawową i oznaczyć charakterystyczne jej parametry indeksem „0”, np. całkowite zużycie zmęczeniowe  $D_0$ , a parametry nowej wersji oznaczyć indeksem „1”, np. odpowiednio  $D_1$ , to względne całkowite zużycie zmęczeniowe nowej wersji można zapisać jako wyrażenia:

$$D_{1w} = \frac{D_1}{D_0} \quad (17)$$

co po odpowiednim podstawieniu wyrażenia (15) z uwzględnieniem wprowadzonych indeksów przyjmie postać:

$$D_{1w} = \frac{\alpha_0}{\alpha_1} \cdot h^{-(\beta_1 - \beta_0)} \cdot e^{-h(\sigma_{z1} - \sigma_{z0})} \frac{\Gamma(\beta_1 + 1)}{\Gamma(\beta_0 + 1)} \quad (18)$$

Całkowita względna trwałość zmęczeniowa wyrazi się zaś wzorem:

$$R_{1w} = \frac{1}{D_{1w}} = \frac{D_0}{D_1} \quad (19)$$

i jest właśnie proponowanym parametrem porównawczym.

Widoczne jest niezależnienie otrzymanych wyżej wyrażeń od parametru  $H_0$ , czyli od podstawy czasowej lub kilometrowej widma obciążeń. Ponadto, jeśli przyjąć do obliczeń krzywe zmęczenia odpowiadające trwałościom średnim (prawdopodobieństwo zniszczenia  $p = 0,5$ ), niezależnia się też, w pewnym stopniu, wyniki analizy od rozrzutu wyników badań zmęczeniowych.

### Przykład zastosowania przedstawionej metody

Dla przykładu przeanalizowano następujące zagadnienie. Fragment dolnej powłoki skrzydła założonego samolotu transportowego, zawierający karb w postaci otworu, wykazywał niezadowalającą trwałość zmęczeniową. Zastosowano zabieg technologiczny w postaci przepchnięcia przez otwór kołka o takiej średnicy, by wywołać odkształcenia plastyczne średnicy otworu, a tym samym wprowadzić zgniot materiału wokół otworu i wywołać korzystny rozkład naprężeń własnych, ściskających w otoczeniu otworu. Należy wykonać analizę wyników badań zmęczeniowych nowej wersji konstrukcji w celu zbadania czy i w jakim stopniu konstrukcja została ulepszona przeciwzmęczeniowo w stosunku do wersji wyjściowej — nie ulepszonej, przyjmując, że dominującymi są obciążenia od burzliwej atmosfery.

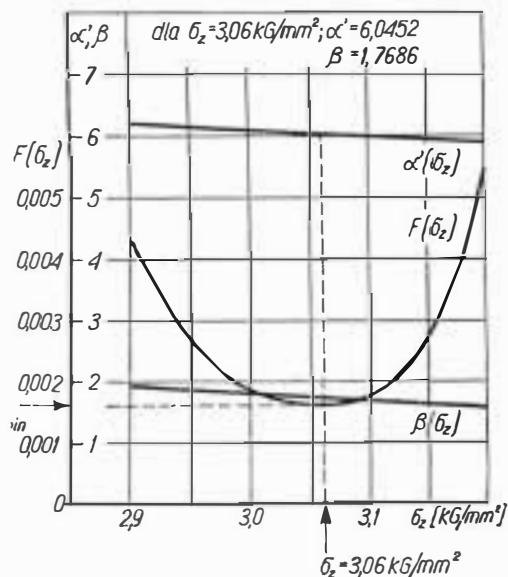
Do badań zmęczeniowych założono stosunkowo wysokie naprężenia średnie  $\sigma_m = 15 \text{ kG/mm}^2$  (w próbach, po obliczeniu poprawek wyniosły one  $\sigma_m = 14,83$

Tablica Wyniki badań zmęczeniowych

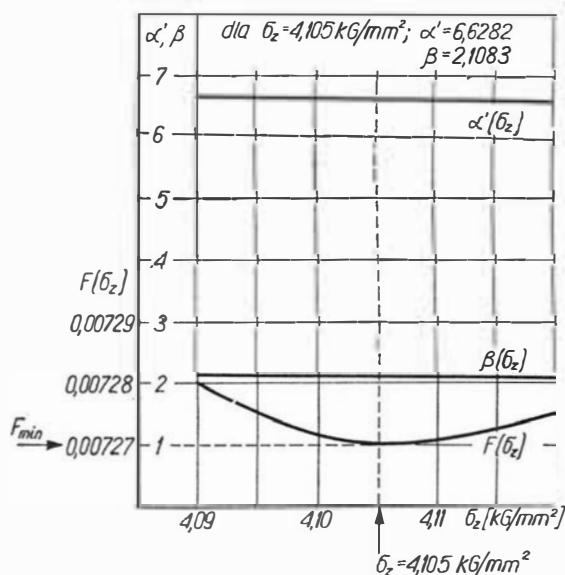
| Lp. |                       | $\sigma_a$         | Liczba próbek | $\log N_{sr}$ | $N_{sr}$  | $S_{\log N}$ | $\frac{S_{\log N} \cdot 100}{\log N_{sr}}$ |
|-----|-----------------------|--------------------|---------------|---------------|-----------|--------------|--------------------------------------------|
|     |                       | kG/mm <sup>2</sup> |               |               | cykli     |              | %                                          |
| 1   | konstrukcja wyjściowa | 9,89               | 7             | 4,5645        | 36 690    | 0,1395       | 3,06                                       |
| 2   |                       | 6,50               | 7             | 5,1296        | 134 770   | 0,0662       | 1,08                                       |
| 3   |                       | 5,00               | 7             | 5,5171        | 328 930   | 0,0375       | 0,68                                       |
| 4   |                       | 3,50               | 7             | 6,6661        | 4 638 500 | 0,4010       | 6,02                                       |
| 5   | konstrukcja ulepszona | 10,00              | 7             | 4,9669        | 92 660    | 0,0601       | 1,21                                       |
| 6   |                       | 8,00               | 7             | 5,4497        | 281 650   | 0,0940       | 1,72                                       |
| 7   |                       | 6,00               | 7             | 6,0052        | 1 012 000 | 0,5160       | 8,61                                       |
| 8   |                       | 5,00               | 7             | 6,7381        | 5 471 400 | 0,4470       | 6,64                                       |

kG/mm<sup>2</sup>). Przyjęto również realne założenie, że podmuch pionowy o prędkości  $w = 15 \text{ m/sek}$  napotkany przez samolot w czasie lotu z prędkością przelotową powoduje wzrost współczynnika obciążenia o  $\Delta m = 1$ , co odpowiada amplitudzie naprężeń  $\sigma_a = 15 \text{ kG/mm}^2$ . Badane zmęczeniowo próbki były wykonane z jednego arkusza blachy 1 mm PA 7-T. (Całość wyników omówiono w [4]). W tablicy podano zestawienie wyników badań zmęczeniowych po opracowaniu statystycznym.

Zależności  $\alpha'(\sigma_z)$ ,  $\beta(\sigma_z)$  i  $F(\sigma_z)$  dla obu serii prób przedstawiono na wykresach (rys. 1 i 2). Dla  $F(\sigma_z)_{\min}$  otrzymano wartości  $\alpha'(\sigma_z)$ ,  $\beta(\sigma_z)$  oraz  $\sigma_z$ , pozwalające na napisanie równań krzywych zmęczenia.



Rys. 1. Zależność  $\alpha'(\sigma_z)$ ,  $\beta(\sigma_z)$  i  $F(\sigma_z)$  dla konstrukcji wyjściowej (z otworem bez ulepszenia)



Rys. 2. Zależność  $\alpha'(\sigma_z)$ ,  $\beta(\sigma_z)$  i  $F(\sigma_z)$  dla konstrukcji ulepszonej

Dla konstrukcji wyjściowej:

$$\log N_0 = 6,0452 - 1,7686 \cdot \log(\sigma_{a0} - 3,06) \quad (20)$$

Dla konstrukcji ulepszonej:

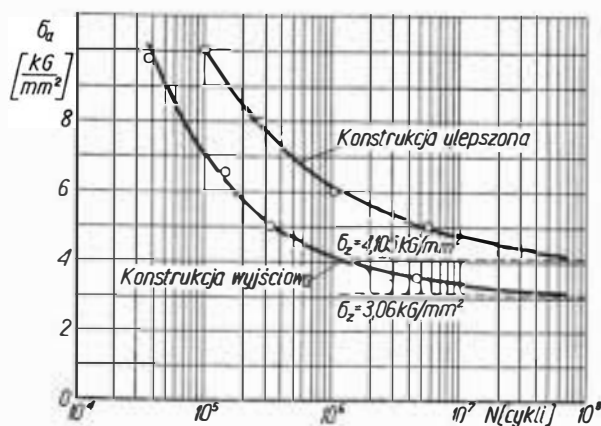
$$\log N_1 = 6,6282 - 2,1083 \cdot \log(\sigma_{a1} - 4,105) \quad (21)$$

$$D_{1w} = \frac{1,11 \cdot 10^6}{4,25 \cdot 10^6} \cdot 1,3567^{-(2,1083 - 1,7686)} \cdot e^{-1,3567(4,105 - 3,06)} \cdot \frac{1,6333}{2,2145} = 0,0775 \quad (26)$$

Na rys. 3 naniesiono punkty doświadczalne odpowiadające średniej trwałości  $N_{sr}$  na każdym poziomie naprężeń oraz krzywe zmęczenia opisane równaniami (20) i (21). Widoczne jest dobre odwzorowanie otrzymanych wyników średnich przez przyjętą postać krzywej i obliczone parametry  $\alpha'$ ,  $\beta$  i  $\sigma_z$ .

Widmo podmuchów przyjęto wg *Taylora* [5] dla lotu na wysokości 2000 m. Widmo to w formie funkcji w odniesieniu do trasy  $1,6 \cdot 10^7$  km ma postać [6]:

$$w = 1,715 \log H + 13,34 \text{ [m/sek]} \quad (22)$$



Rys. 3. Wyniki badań zmęczeniowych. Punkty oznaczają średnie trwałości określone doświadczalnie. Krzywe zmęczenia narysowano wg równań (20) i (21)

gdzie:

$H$  — jest liczbą podmuchów dodatnich i ujemnych o prędkości pionowej przewyższającej w m/sek. Stąd, gdy  $w = 0$ ,  $H = H_0$ , czyli:

$$\log H_0 = \frac{13,34}{1,715} = 7,7778 \quad (23)$$

Równanie widma naprężeń przedstawione w postaci zlogarytmowanej wyraża się wzorem:

$$\log H = \log H_0 - h \cdot \sigma_a \cdot \log e \quad (24)$$

Ponieważ z równania (22) dla  $H = 1$  wynika  $w = 13,34$  m/sek, co odpowiada  $\Delta m = 0,89$  i  $\sigma_a = 13,2$  kg/mm<sup>2</sup> (po uwzględnieniu tego, że w próbach  $\sigma_m = 14,83$  kg/mm<sup>2</sup>), a  $\sigma_a$  odpowiadające  $\Delta m = 1$  jest równe  $\sigma_m$ , można obliczyć z wzoru (24) wartość współczynnika  $h$ :

$$h = \frac{\log H_0}{\sigma_a \cdot \log e} = \frac{7,7778}{13,2 \cdot 0,4343} = 1,3567 \quad (25)$$

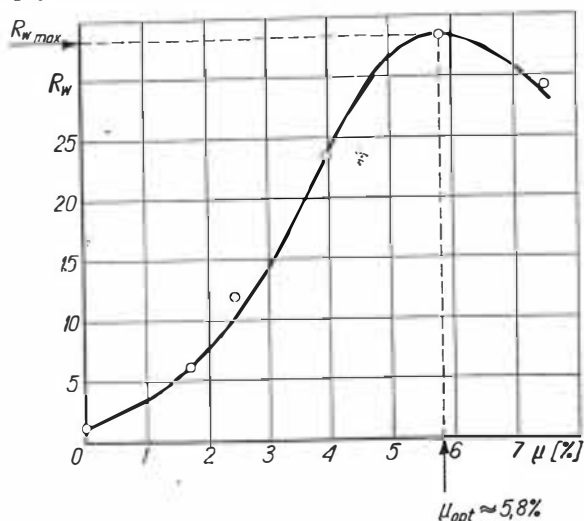
Po odczytaniu z tablic [3] wartości funkcji  $\Gamma(\beta_1 = 1) = \Gamma(3,1083)$  oraz  $\Gamma(\beta_0 + 1) = \Gamma(2,7686)$  otrzymuje się wszystkie dane do obliczenia całkowitego względnego zużycia zmęczeniowego. Po podstawieniu danych do wzoru (18) otrzymuje się:

a całkowita względna trwałość zmęczeniowa wynosi:

$$R_{1w} = \frac{1}{D_{1w}} = \frac{1}{0,0775} = 12,9 \quad (27)$$

Oznacza to, że w aspekcie trwałości zmęczeniowej konstrukcję ulepszono około trzynastokrotnie. Z wyni-

ku tego nie można wysnuć wniosku, że określony samolot po zastosowaniu nowej wersji konstrukcji będzie miał rezerwę trzynastokrotnie większą. Istnieją bowiem znaczne rozrzuty historii obciążeń dla poszczególnych egzemplarzy samolotu, rozrzuty wykonawcze itp. Jednakże, mając do wyboru kilka wersji ulepszenia przeciwnożmęciowej konstrukcji, można z przedstawionej analizy w sposób bardziej miarodajny wybrać wersję optymalną. W pracy [7], skąd zaczerpnięto omawiany



Rys. 4. Zależność całkowitej względnej trwałości zmęczeniowej  $R_w$  od odkształcenia trwałego średnicy otworu ( $\mu$ ) po przepchnięciu przez otwór kołka [4]. Konstrukcja z otworem bez odkształcenia plastycznego ( $\mu = 0$ ) traktowana jako wyjściowa

przykład, podano wyniki analizy wykonanej dla różnych wartości odkształcenia plastycznego średnicy otworu (oznaczonego  $\mu$  i wyrażonego w procentach średnicy wyjściowej). Zbiórny wykres zależności całkowitej względnej trwałości zmęczeniowej  $R_w$  od odkształcenia plastycznego średnicy otworu (rys. 4) wy-

rażnie wskazuje, że optymalne z punktu widzenia zmęczeniowego jest odkształcenie wynoszące około  $\mu \approx 5,8\%$ .

## Wnioski

1. W konstrukcjach, w których naprężenia przewyższają odpowiednie granice zmęczenia, wybór rozwiązania konstrukcyjnego o największej trwałości zmęczeniowej otrzymuje się w sposób bardziej miarodajny posługując się obliczeniem całkowitej względnej trwałości zmęczeniowej, gdyż metoda ta pozwala na uwzględnienie zużycia zmęczeniowego w całym zakresie obciążeń powodujących to zużycie.

2. Przedstawiona analiza rachunkowa nie jest zbyt skomplikowana i daje się w całości ująć w program do obliczeń na maszynie cyfrowej. W związku z tym warto ją wprowadzić do praktyki konstrukcyjnej.

3. Celowe jest rozwinięcie prac, które miałyby za zadanie zbadanie możliwości uzyskania za pomocą przedstawionej metody miarodajnych wyników przy użyciu możliwie małej ilości próbek, co prowadzi do obniżenia kosztów strony doświadczalnej tej metody.

## Literatura

1. Jancelewicz B.: „Metoda ilościowego określania skutków ulepszenia przeciwnożmęciowej konstrukcji”. Materiały z konferencji „Aktualne problemy Polskiego Lotnictwa” — referaty I Sekcji — Projektowanie i budowa Statków Powietrznych, Poznań, październik 1967 r.
2. Lundberg B., Eggwertz S.: „Fatigue life of airplane structures”, FFA Report 60, Stockholm 1955.
3. Jahnke, Ende, Lösch: „Tables of higher functions”. wyd. IV, Stuttgart 1960.
4. Jancelewicz B.: „Effect of local strengthening on fatigue properties of „notched aluminium alloy thin-sheet structures”, Bulletin de l'Academie Polonaise des Sciences. Serie des sciences techniques, vol. XV, 5 — 1967.
5. Taylor J.: „Measurements of gust loads in aircraft, J. of RAES, vol. 57, 506 — 1953.
6. Schijve J., Jacobs F.: „Program — fatigue tests on notched light alloy, specimens of 2024 and 7075 material”, N.L.L. Techn. Rep. M 2070.
7. Jancelewicz B.: „Badania wpływu zgniotu wprowadzonego w obszarze koncentracji naprężeń na trwałość zmęczeniową duraluowej konstrukcji z karbem”, Praca doktorska w Politechnice Warszawskiej, promotor: prof. dr inż. Franciszek Misztal.

## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP odbył w dn. 10 maja swe kolejne posiedzenie w Kaliszu wspólnie z Zarządem Koła SIMP przy WSK. Przewodniczącym Koła Zakładowego SIMP kol. T. Czarnota, wiceprzewodniczącym kol. A. Kran oraz przewodniczącym z poprzedniej kadencji — kol. J. Wachtać. Omówili działalność Koła na tle zmieniającego stopniowo profilu produkcyjnego zakładu. Brak lokalu ogromnie utrudnia pracę Stowarzyszenia. Członkowie SIMP dobrowolnie opodatkowali się i z ich składek buduje się Dom Technika w Kaliszu. Zarząd Koła zawiera z dyrektorem WSK umowę o współpracy w oparciu o Uchwałę nr 29 Rady Ministrów z dn. 1.II.1966 r.

Po zakończeniu narady członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej zwiedzili Wytwórnię Sprzętu Komunikacyjnego. 2. Zarząd Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP opracował program działania na rok bieżący. Wytężone główne kierunki działalności obejmują: — organizację odczytów uwzględniających popularność i bieżącą potrzebę propagowania określonej tematyki. (Za taką potrzebę społeczną uznano propagowanie zagadnień: poduszkiowców, samolotów szkolno-treningowych, symulatorów treningowych i śmigłowców), — ożywienie działalności kół zakładowych i powiązanie ich z Zarządem Sekcji Lotniczej OW. (Zdecydowano odbycie kilku posiedzeń Zarządu SŁOW wspólnie z zarządami kół zakładowych SIMP). Praca w zarządzie podzielona została następująco: — zagadnienia łączności z kołami zakładowymi będzie prowadził kol. Z. Włóczyński, — wycieczki i wyjazdy do zakładów organizować będzie kol. W. Nienatowski,

— sprawy narad i konferencji prowadzi kol. J. Lipiński, — organizacją akcji odczytów i filmów zajmą się koledzy R. Ostrowski i A. Miszorek.

3. Z inicjatywy Zarządu Sekcji Lotniczej przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Bydgoszczy — przy współpracy miejscowych jednostek wojskowych — zorganizowany został I Regionalny Zjazd Absolwentów Wyższych Uczelni Technicznych.

W pierwszym dniu Zjazdu — w dn. 6 kwietnia odbyły się obrady plenarne z dwoma referatami wprowadzającymi oraz odczytem naukowym wygłoszonym przez kol. J. Łobockiego, przewodniczącego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy pt. „Aspekty rozwoju techniki kosmicznej i perspektywy przyszłości”. W tymże dniu odbył się interesujący pokaz — na ziemi i w locie — nowoczesnego sprzętu lotniczego oraz wyświetlono dwa filmy naukowe — radziecki i amerykański o tematyce kosmicznej.

Drugi dzień Zjazdu poświęcony został na prace w czterech sekcjach specjalistycznych (referaty i dyskusje). W Sekcji Lotniczej kol. E. Kopyś zreferował zastosowanie metody PERT do określania czasu przygotowania samolotu do gotowości bojowej.

W obradach Zjazdu wzięło udział ponad 100 osób. Uchwalone wnioski dotyczyły inicjatywy okresowego zwolnienia zjazdów, pracy absolwentów WAT ze środowiskiem cywilnym i młodymi inżynierami w jednostkach wojskowych, praktyki młodych inżynierów, dokształcania dyplomowego, wreszcie rozwijania działalności inżynierskiej w ramach kół notowskich.

Należy wysoko ocenić inicjatywę kolegów z Bydgoszczy, którzy przez zwołanie Zjazdu Absolwentów wyższych szkół cywilnych i wojskowych wprowadzili nową, żywą formę lotniczego ruchu simpowskiego. I byłoby dobrze i pożytecznie dla naszej fachowej pracy stowarzyszeniowej, gdyby ta forma znalazła naśladowców w innych ośrodkach kraju.

4. Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu występuje z postulatem powołania do życia Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Lotniczych. Realizacja tego postulatu oparłaby się o reaktywowany Związek Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL). Wniosek taki postawił i uzasadnił — na zebraniu w Kaliszu — przewodniczący naszego Oddziału w Poznaniu kol. płk. M. Maciejowski. Koledzy z Poznania — na temat potrzeby zorganizowania nowego stowarzyszenia — postanowili napisać artykuł i opublikować go na łamach TLiA.

5. Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy wystąpił z inicjatywą zorganizowania na swym terenie w 1969 r. konferencji naukowo-technicznej pod nazwą: „Aktualny stan i perspektywy rozwoju konstrukcji, technologii i oprzyrządowania odrzutowych silników lotniczych”. Odbycie tej imprezy zostało już postanowione, pozostaje jeszcze do ustalenia, czy odbędzie się ona na szczelnie konferencji, czy narady.

6. Sekcja Lotnicza Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Poznaniu przeprowadziła rozeznanie w sprawie sprzętu z zakresu techniki lotniczej ekspozowanego na tegorocznych Międzynarodowych Targach Poznańskich. Informację tę podajemy na str. 27.

# Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej

(dokończenie)

W artykule przedstawiono metodę ilościowych badań wytrzymałości zmęczeniowej, podano podstawowe parametry wytrzymałości zmęczeniowej i określono typowe obciążenia działające na samolot w warunkach eksploatacji. Omówiono metodę wyznaczania krzywych stałej trwałości zmęczeniowej w oparciu o wyniki badań i opisano kryteria rozrzutu charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej płatowca. Przedstawiono analizę zależności między charakterystykami wytrzymałości zmęczeniowej, wytrzymałością statyczną i czasem pracy. Omówiono metody obliczania wytrzymałości zmęczeniowej i metody jej badania oraz metody kontroli konstrukcji płatowca w czasie eksploatacji.

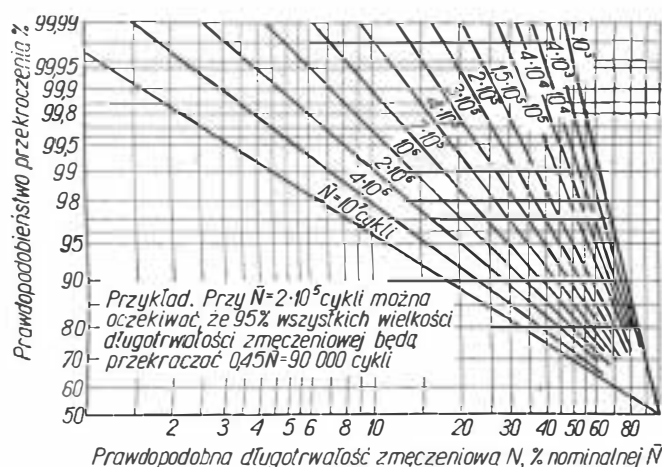
## Kryteria rozrzutu charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej

Rozproszenie charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej nominalnie identycznych elementów konstrukcyjnych jest zazwyczaj związane z rozrzutem wielkości długotrwałości zmęczeniowej, a nie z rozrzutem wielkości obciążeń powtarzalnych, i nazywa się po prostu — rozrzutem.

Doświadczenie z badań typowych konstrukcji i wzorców laboratoryjnych wskazuje, że logarytmy ilości cykli obciążenia przy zniszczeniu rozkładają się w przybliżeniu według normalnej zasady rozkładu prawdopodobieństwa. Przybliżenie takie najlepiej sprawdza się na środkowym odcinku krzywej  $\sigma - N$ , na którym dla konstrukcji i próbek z koncentratorami naprężeń typowa wielkość współczynnika wariacji równa jest 0,03. Rozrzut szybko wzrasta w miarę tego, jak krzywa  $\sigma - N$  staje się bardziej płaska.

Charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej przy liczbie cykli poniżej 1000 są bardzo niepewne i nie powinny być rozpatrywane jako podstawa wielkości obliczanych.

Na rysunku 7 przedstawiono krzywe rozkładu prawdopodobnej długotrwałości zmęczeniowej, charakterystyczne dla ogólnego zbioru typowych konstrukcji. Krzywe te były wykreślone na podstawie wyników analizy danych z różnych źródeł.



Rys. 7. Charakterystyki rozrzutu długotrwałości zmęczeniowej konstrukcji aparatów latających

Rozrzut charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej powstaje dlatego, że podstawowe materiały konstrukcyjne są niezupełnie jednorodne i izotropowe oraz dlatego, że odchyłki wykonawcze w znacznym stopniu wpływają na długotrwałość zmęczeniową. Dlatego też

wytrzymałość zmęczeniowa może być wyznaczana tylko za pomocą prawdopodobnej ilości cykli do zniszczenia. Najwygodniejszą prawdopodobną wielkością jest wielkość modalna lub najczęściej zdarzająca się, ponieważ tę wielkość najprościej można uzyskać w czasie badań. Jeśli zasada rozkładu prawdopodobieństwa jest normalna, to wielkość modalna jest równocześnie średnią arytmetyczną i wielkością środkową.

Ponieważ przyjęto, że logarytmy ilości cykli przy zniszczeniu rozmieszczone są normalnie, to średnia wielkość geometryczna ilości tych cykli jest antylogarytmem wielkości modalnej, średniej arytmetycznej lub wielkości środkowej logarytmów ilości cykli przy zniszczeniu. Dla wygody średnią geometryczną długotrwałości zmęczeniową można oznaczyć jako długotrwałość nominalną.

Na odcinkach krzywych  $\sigma - N$  odpowiadających dużej długotrwałości zmęczeniowej krzywe rozmieszczenia ilości cykli przy zniszczeniu w miarę zwiększania się długotrwałości stają się coraz bardziej asymetryczne w stosunku do rozkładu normalnego. Ponieważ większe znaczenie mają minimalne wielkości długotrwałości zmęczeniowej, to dla praktycznych celów można wykorzystać rozkład normalny wykreślony według punktów doświadczalnych, którym odpowiada długotrwałość zmęczeniowa mniejsza od wielkości modalnej, chociaż ten rozkład niewłaściwie przedstawia rozmieszczenie odpowiadające długotrwałości większej od wielkości modalnej.

Chociaż wiadomo, że rozrzut punktów doświadczalnych niewątpliwie zależy od materiału, kształtu elementu i działającego obciążenia, przytoczone poprzednio charakterystyki należy uważać za typowe dla ogólnego układu wielkości, przy czym mogą być one wykorzystane jako racjonalna podstawa przy sprawdzaniu ograniczonych wyników badań lub jako charakterystyki obliczeniowe — w przypadku braku wyników badań.

Rozrzut charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej jest tak wielki, że należy go uwzględnić przy projektowaniu i badaniach konstrukcji. Jednak z powodu wysokich kosztów projektowania i badań niezbędne jest, ażeby zapewniony przy uwzględnieniu rozrzutu osiągnięty poziom odpowiadał ważności rozpatrywanego zagadnienia. Ilość badań niezbędnych do ustalenia charakterystyk rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej z dostatecznym stopniem pewności jest tak wielka, że takie podejście jest praktycznie nieosiągalne.

Przedstawiona niżej metoda obliczania oparta jest na tym, że badania niedużej ilości próbek zapewniają wystarczająco dokładną ocenę wielkości modalnej, lecz dają zupełnie niepewną ocenę charakterystyk rozrzutu. Przy metodzie tej nieparametryczna teoria prawdopodobieństwa stosowana jest do normalnej zasady rozkładu dla oceny statycznego znaczenia różnicy między

charakterystykami rozrzutu, otrzymanymi z ograniczonych badań i z danych podstawowych. W przypadku znacznych różnic konieczne są dodatkowe badania w zależności od koniecznego poziomu dokładności.

Podane wzory są podstawą do sprawdzenia wskazanych różnic.

Jeśli dany jest normalny rozkład wielkości zmiennej  $X$ , to prawdopodobieństwo  $P$  tego, że przypadkowa wielkość większa jest od dowolnej przyjętej wielkości  $X_1$ , równe jest:

$$P = \int_{x_1}^{\infty} \left( \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \right) e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma^2}} dx \quad (1)$$

a gęstość rozkładu prawdopodobieństwa  $\frac{dP}{dx}$  przedstawiona jest w następujący sposób:

$$\frac{dP}{dx} = \left( \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \right) e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma^2}} \quad (2)$$

gdzie:

$$x = \frac{X - \bar{x}}{\sigma}$$

$\bar{x}$  — średnia arytmetyczna zbioru,

$\sigma$  — normalna odchyłka od wielkości  $\bar{x}$ .

Przyjęto, że ze zbioru w zwyczajny sposób będzie wybrana dowolna liczba  $n$  wielkości zmiennej. Prawdopodobieństwo  $C_n$  tego, że najmniejsza spośród  $n$  wielkości będzie większa od dowolnej przyjętej wielkości  $x_1$ , jest równe:

$$C_n = P^n = \left[ \int_{x_1}^{\infty} \left( \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \right) e^{-\frac{(x-\bar{x})^2}{2\sigma^2}} dx \right]^n \quad (3)$$

Gęstość rozkładu najmniejszych spośród  $n$  wielkości przedstawiona jest w następujący sposób:

$$\frac{dP^n}{dx} = n P^{n-1} \frac{dP}{dx} \quad (4)$$

Dla najczęściej zdarzającej się najmniejszej spośród  $n$  wielkości <sup>4)</sup> powinny być spełnione warunki:

$$\frac{d}{dx} \left( \frac{dP^n}{dx} \right) = 0 = n P^{n-1} \frac{d^2P}{dx^2} + n(n-1) P^{n-2} \left( \frac{dP}{dx} \right)^2 \quad (5)$$

$$\frac{d^2P}{dx^2} = \left( \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \right) e^{-\frac{x^2}{2}} (-x) = -x \frac{dP}{dx} \quad (6)$$

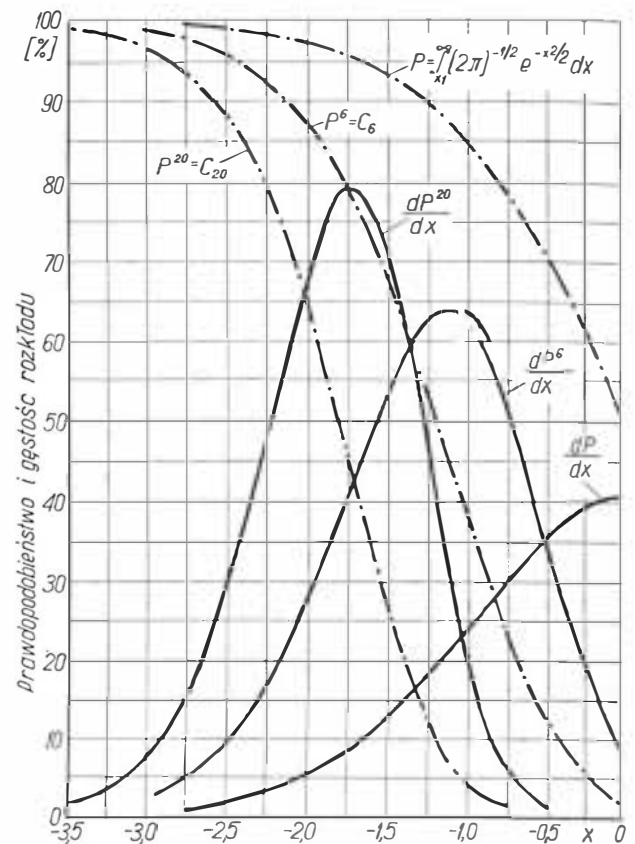
Podstawiając (6) do wyrażenia (5) i upraszczając można otrzymać:

$$(n-1) \frac{dP}{dx} - Px = 0 \quad (7)$$

gdzie  $x$  — wielkość modalna (wielkość  $\frac{dP}{dx}$  można otrzymać z tablic normalnego rozkładu).

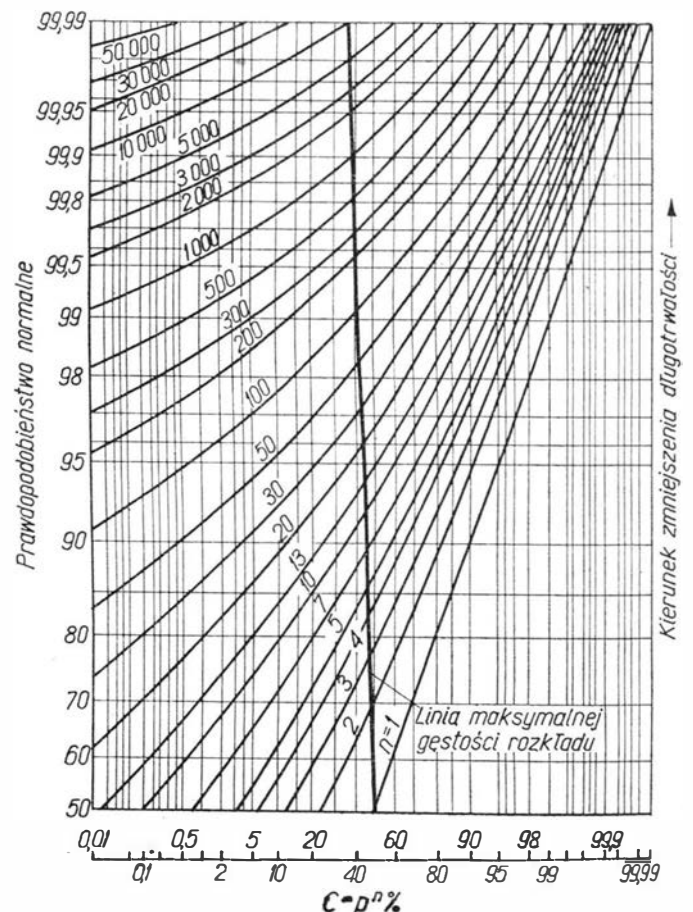
Na rysunku 8 przedstawione są krzywe prawdopodobieństwa i gęstości rozkładu dla podstawowego rozkładu normalnego i rozkładu najmniejszych spośród 6 i 20 wielkości. Na rysunku 9 przedstawiony jest wykres przewidywanego poziomu  $C = P^n$  najmniejszych

spośród  $n$  wielkości w zależności od prawdopodobieństwa normalnego rozkładu. Zazwyczaj uważa się rozbieżności statystycznie znaczne zaczynając od poziomu  $\frac{1}{20}$ .



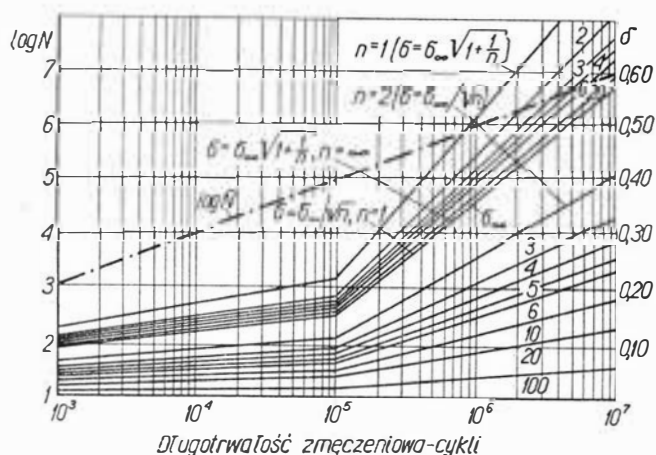
Rys. 8. Krzywe prawdopodobieństwa i gęstości rozkładu

Rys. 9. Krzywe stopnia pewności



<sup>4)</sup> Należy zaznaczyć, że wielkość ta nie odpowiada 50% prawdopodobieństwa i że sposób rozkładu minimalnych spośród  $n$  wielkości nie jest normalny.

Na rysunku 10 przedstawiony jest, otrzymany za pomocą centralnego twierdzenia granicznego teorii prawdopodobieństwa, wykres podstawowych normalnych odchyłek od średnich wielkości podstawowego normalnego rozkładu prawdopodobieństwa i od średnich wielkości otrzymanych przy badaniu różnej ilości próbek. Przykładowo uzyskano wyniki trzech nominalnie identycznych badań, przy czym geometryczna średnia wielkość długotrwałości zmęczeniowej odpowiada 100 000 cykli obciążenia, a najmniejsza — 70 000 cykli. Trzeba ocenić znaczenie różnicy między charakterystykami rozrzutu, uzyskanymi w czasie badań, i podstawowymi charakterystykami rozrzutu.



Rys. 10. Typowe krzywe zmiany długotrwałości zmę-  
czeniowej:

$M$  — długotrwałość zmęzeniowa, wyrażona ilością cykli do zniszczenia,  $\sigma_{\infty}$  — normalna odchyłka  $\log N$  od  $\log \bar{N}$

ogólnego zbioru,  $\sigma_\infty \sqrt{1 + \frac{1}{n}}$  — normalna odchyłka  $\log N$

od  $\log \bar{N}$  grupy (wybranych) próbek,  $\frac{\sigma_{\infty}}{n}$  — normalna odchyłka  $\log \bar{N}$  grupy próbek od  $\log \bar{N}$  ogólnego zbioru,  $n$  — liczba wielkości otrzymanych w czasie badań, — — — odchyłka od  $\log N$  grupy próbek, — — — odchyłka  $\log \bar{N}$  grupy próbek od  $\log N$  ogólnego zbioru

Za pomocą rysunku 10, wychodząc ze 100 000 cykli i danych trzech badań, można otrzymać równoważną wielkość  $N_R$  dla ogólnego zbioru równą 125 000 cykli. Z rysunku 7 przy wielkości względnej długotrwałości zmęzeniowej 0,7 i  $\bar{N} = 125\,000$  cykli można uzyskać prawdopodobieństwo 83%. Przy tym prawdopodobieństwie i  $n = 2(3 - 1)^5$  z rysunku 9 otrzymuje się spodziewany poziom 70%. W ten sposób długotrwałość zmęzeniową odpowiadającą 70 000 lub mniejszej liczbie cykli można oczekiwać w 30 przypadkach na 100, to znaczy w przybliżeniu w jednej trzeciej wszystkich przypadków. Wyniki te nie wykazują znacznej różnicy między charakterystykami rozrzutu uzyskanymi w czasie badań a charakterystykami podstawowymi.

O charakterystykach rozrzutu w czasie badań pod obciążeniami o zmiennej amplitudzie zebrano dotychczas stosunkowo mało danych. Można jednak logicznie

założyć, że rozrzut związany z pewną ogólną ilością cykli obciążenia wszystkich amplitud wchodzących w obraz obciążeń jest taki sam, jak rozrzut przy tej samej ilości cykli obciążeń o stałej amplitudzie <sup>9)</sup>. Dlatego można przyjąć, że linie stałej długotrwałości zmęczenia według rysunku 7 charakteryzują ogólną ilość cykli obciążenia do zniszczenia tak przy działaniu obciążeń powtarzalnych o stałej amplitudzie, jak i obciążeń o amplitudzie zmiennej.

## Analiza ogólna

Celem ogólnej analizy jest otrzymanie dla każdego podstawowego krytycznego zespołu konstrukcji (skrzydła itp.) stosunku między charakterystykami wytrzymałości zmęczeniowej, wytrzymałości statycznej i czasem pracy konstrukcji, dla wykorzystania go przy wstępnym i ostatecznym projektowaniu. Analiza sporządzona jest na ogólnym założeniu, że wszystkie elementy podstawowego zespołu konstrukcji, chociaż mają charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej i statycznej zmieniające się w szerokich granicach, to uszkodzenia w nich powstają pod działaniem tych samych obciążeń powtarzalnych.

Badania przeprowadza się drogą dodawania względnej liczby cykli obciążenia <sup>7)</sup>, to znaczy przyjmuje się, że „zużytkowana” pod działaniem różnej liczby, cykli  $n_1, n_2 \dots n_n$  różnych obciążeń powtarzalnych (1, 2...  $n$ )

proporcjonalna jest do sumy stosunku  $\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_n}{N_n}$

Suma tych stosunków  $\sum \frac{n_1}{N_i}$  do momentu zniszczenia

zmienia się nie tylko z powodu wchodzących w widmo obciążeń, lecz i od kolejności następowania obciążeń różnej wielkości w granicach jednego obrazu obciążeń [7]. Jednak jako dane wyjściowe można sumę tę przyjąć równą jedności, jeśli tylko (lub do takiego czasu dopóki) badania w naturze z odtworzeniem przebiegu działających w eksploatacji obciążeń nie dadzą bardziej dokładnych wyników. W konstrukcjach aparatów latających, na które oddziałują obciążenia powtarzalne zasadniczo z dodatnią średnią wielkością

ustalono, że suma  $\sum_{N_i}^{n_i}$  równa jedności daje pewien

nadmiar trwałości. Tablica 2 przedstawia wyznaczenie sumy względnych cykli obciążeń dla typowego odcinka lotu według złożonego planu w zastosowaniu do samolotu, dla którego najbardziej niebezpieczne są obciążenia od podmuchów powietrza.

Krzywą sumarycznej powtarzalności obciążeń dla samolotów z dużym okresem pracy (rys. 3) uzyskano dla rozpatrywanego w tablicy 2 widma obciążeń, które było wyznaczone z widma prędkości podmuchów powietrza według wzoru:

$$\frac{P_a}{P_p} = \frac{CU_{de}}{F_f}$$

Należy zaznaczyć, że rozrzut sumarycznych wielkości względnej liczby cykli  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  równy jest około 4:1,

5) Sądząc na podstawie tego przykładu na rysunku 9 jako  $n$  przyjęto wielkość o jeden mniejszą od liczby badań.

6) Według danych z niektórych źródeł rozrzut w pierwszym przypadku jest znacznie mniejszy od rozrzutu w drugim przypadku.

7) Wielkość ta w literaturze nazywa się niekiedy stosunkiem cyklowym.

Tablica 2. Wyznaczenie sumy względnych liczb cykli obciążenia  $\sum \frac{n_i}{N_i}$

$$F_f \cdot \frac{P_a}{P_p}$$

$$\text{Długość odcinka drogi 32 km, wysokość lotu 3050 m. Podmuchy powietrza współczynnik } C = \frac{P_p}{U_{de}} = 0,021 \text{ (} U_{de} \text{ — m/sek)}$$

| Podstawowe dane konstrukcji (rys. 4, 5 i 6) |                          |                                     |                          |                                        |                          | $F_f = 1,25$                 |        |       |
|---------------------------------------------|--------------------------|-------------------------------------|--------------------------|----------------------------------------|--------------------------|------------------------------|--------|-------|
| obciążonej wytrzymałości zmęczeniowej       |                          | średniej wytrzymałości zmęczeniowej |                          | zwiększonej wytrzymałości zmęczeniowej |                          | Widmo obciążeń powtarzalnych |        |       |
| liczba cykli na odcinku 32 km               |                          | $\frac{P_a}{P_p}$                   |                          | $\frac{P_m}{P_p}$                      |                          |                              |        |       |
| $N$                                         | $\frac{n_i}{N_i} - 10^6$ | $N$                                 | $\frac{n_i}{N_i} - 10^6$ | $N$                                    | $\frac{n_i}{N_i} - 10^6$ |                              |        |       |
| $\infty$                                    | 0                        | $\infty$                            | 0                        | $\infty$                               | 0                        | 8,50 $\times 10^9$           | 0,0127 | 0,183 |
| 1,0 $\times 10^6$                           | 1,140                    | $\infty$                            | 0                        | $\infty$                               | 0                        | 1,14 $\times 10^9$           | 0,0382 | 0,183 |
| 5,0 $\times 10^4$                           | 2,800                    | 1,8 $\times 10^5$                   | 0,800                    | $\infty$                               | 0                        | 1,44 $\times 10^1$           | 0,0640 | 0,183 |
| 2,0 $\times 10^4$                           | 1,080                    | 5,5 $\times 10^4$                   | 0,3950                   | $\infty$                               | 0                        | 2,17 $\times 10^2$           | 0,0892 | 0,183 |
| 9,0 $\times 10^3$                           | 0,530                    | 3,5 $\times 10^4$                   | 0,1375                   | 2,0 $\times 10^5$                      | 0,0240                   | 4,78 $\times 10^3$           | 0,1150 | 0,183 |
| 4,0 $\times 10^3$                           | 0,500                    | 2,0 $\times 10^4$                   | 0,1025                   | 7,0 $\times 10^4$                      | 0,0300                   | 2,05 $\times 10^3$           | 0,1405 | 0,183 |
| 2,5 $\times 10^3$                           | 0,390                    | 10 <sup>4</sup>                     | 0,0970                   | 2,5 $\times 10^4$                      | 0,0390                   | 9,70 $\times 10^4$           | 0,1665 | 0,183 |
| 1,5 $\times 10^3$                           | 0,330                    | 5,6 $\times 10^3$                   | 0,0760                   | 2,1 $\times 10^4$                      | 0,0230                   | 4,92 $\times 10^4$           | 0,1910 | 0,183 |
| 10 <sup>3</sup>                             | 0,260                    | 4,5 $\times 10^3$                   | 0,0580                   | 1,5 $\times 10^4$                      | 0,0170                   | 2,60 $\times 10^4$           | 0,2170 | 0,183 |
| 7,0 $\times 10^2$                           | 0,215                    | 3,0 $\times 10^3$                   | 0,0500                   | 10 <sup>4</sup>                        | 0,0150                   | 1,50 $\times 10^4$           | 0,2430 | 0,183 |
| 6,0 $\times 10^2$                           | 0,110                    | 2,1 $\times 10^3$                   | 0,0315                   | 3,5 $\times 10^3$                      | 0,0120                   | 6,60 $\times 10^3$           | 0,2690 | 0,183 |
| 4,0 $\times 10^2$                           | 0,100                    | 1,5 $\times 10^3$                   | 0,0267                   | 4,0 $\times 10^3$                      | 0,0100                   | 4,00 $\times 10^3$           | 0,2950 | 0,183 |
| 3,0 $\times 10^2$                           | 0,067                    | 1,3 $\times 10^3$                   | 0,0154                   | 3,0 $\times 10^3$                      | 0,0067                   | 2,00 $\times 10^3$           | 0,3200 | 0,183 |
| 2,5 $\times 10^2$                           | 0,048                    | 1,0 $\times 10^3$                   | 0,0120                   | 2,5 $\times 10^3$                      | 0,0048                   | 1,20 $\times 10^3$           | 0,3460 | 0,183 |
| 1,8 $\times 10^2$                           | 0,030                    | 7,0 $\times 10^2$                   | 0,0077                   | 1,8 $\times 10^3$                      | 0,0030                   | 5,40 $\times 10^2$           | 0,3710 | 0,183 |
| 1,5 $\times 10^2$                           | 0,021                    | 5,3 $\times 10^2$                   | 0,0060                   | 1,3 $\times 10^3$                      | 0,0025                   | 3,20 $\times 10^2$           | 0,3970 | 0,183 |
| 10 <sup>2</sup>                             | 0,016                    | 4,0 $\times 10^2$                   | 0,0040                   | 10 <sup>3</sup>                        | 0,0016                   | 1,60 $\times 10^2$           | 0,4220 | 0,183 |
| 9,0 $\times 10^1$                           | 0,010                    | 2,8 $\times 10^2$                   | 0,0031                   | 6,0 $\times 10^2$                      | 0,0014                   | 8,5 $\times 10^1$            | 0,4480 | 0,183 |
| 7,0 $\times 10^1$                           | 0,006                    | 2,2 $\times 10^2$                   | 0,0020                   | 5,0 $\times 10^2$                      | 0,0009                   | 4,40 $\times 10^1$           | 0,4725 | 0,183 |
| $\sum \frac{n_i}{N_i} = 7,657$              |                          | $\sum \frac{n_i}{N_i} = 1,8260$     |                          | $\sum \frac{n_i}{N_i} = 0,1915$        |                          |                              |        |       |

jeśli porównywać konstrukcję z wytrzymałością zmęczeniową obniżoną i średnią i około 10 : 1, jeśli porównywać konstrukcję z wytrzymałością zmęczeniową średnią i zwiększoną. Znaczny rozrzut w ostatnim przypadku należy wytłumaczyć tym, że przeważająca część obciążeń od podmuchów powietrza znajduje się poniżej granicy wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji ze zwiększonymi wyjściowymi charakterystykami wytrzymałości zmęczeniowej. Jest jednak podstawa do przyjęcia, że w rzeczywistości obciążenia poniżej granicy trwałości mogą wykazywać istotny wpływ na wielkość  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  przy zniszczeniu [8]. Jeśli przyjąć, że wielkość ta w momencie zniszczenia równa jest jedności, to nominalny czas pracy trzech rozpatrywanych konstrukcji wyrażony liczbą kilometrów lotu, przy danym widmie obciążeń, równy jest odpowiednio,  $4,2 \cdot 10^6$ ,  $17,62 \cdot 10^6$  i  $168,2 \cdot 10^6$  km. Wielkości te otrzymano przez pomnożenie odcinków lotu o długości 32 km przez wielkość odwrotną sumie  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  (tablica 2).

W tablicy 3 przedstawiono wyznaczenie końcowego sumowania względnej ilości cykli obciążeń o różnym pochodzeniu dla samolotu transportowego, latającego na krótkich trasach. Należy zaznaczyć, że podstawowymi okazują się obciążenia od podmuchów powietrza. Widma obciążeń od podmuchów powietrza na różnych odcinkach lotu według planu złożonego uzyskano z pracy [2] z wykorzystaniem poleconych danych dla lotów

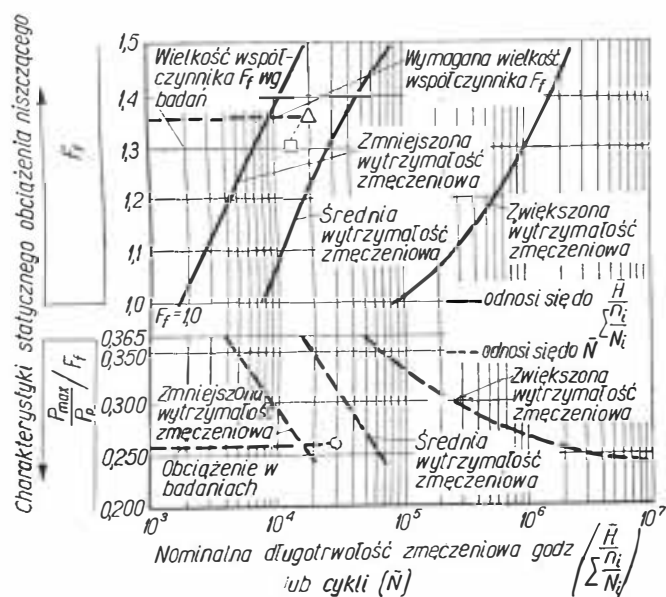
w bezchmurnej burzliwej atmosferze i dla lotów w centrum rejonu burzliwości. Dane o lotach w centrum rejonów burzliwości zostały wykorzystane dlatego, że plan lotu przygotowany jest dla krótkiej trasy, na której możliwość uniknięcia spotkania z burzą jest minimalna. Widmo obciążeń manewrowych dla handlowego samolotu transportowego przedstawia się jako suma widma obciążeń z lotów kontrolnych i z normalnej eksploatacji [2]. Z tego także źródła wzięto widmo obciążeń powstających przy uderzeniach w czasie lądowań, obciążenia te były wyznaczane na górnej granicy typowych danych dla pionowej składowej prędkości w momencie przyziemienia. Cykl obciążeń: postój — lot — postój był wyznaczany jako zmiana obciążeń od wielkości na postoju do wielkości w locie symetrycznym z obciążeniem jednostkowym, z następną zmianą obciążeń w odwrotnym porządku. Były także badane obciążenia w czasie kołowania samolotu, przy czym ustalono, że są one poniżej granicy zmęczenia, chociaż ilość obciążeń była bardzo duża [9].

Na podstawie wynikowych danych (tablica 3) sporządzono wykres na rysunku 11, który może być wykorzystany do obliczenia wytrzymałości zmęczeniowej. Wykres przedstawia stosunek między wytrzymałością statyczną i długotrwałością zmęczeniową dla każdej z trzech przyjętych podstawowych charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej — linie pełne odnoszą się do obliczeniowych widm obciążeń powtarzalnych, linie kreskowe — do obciążenia powtarzalnego stałej wielkości, wybranego z widma obciążeń działających w cza-

Tabela 3. Długotrwałość zmęczeniowa skrzydła i charakterystyki typu — N  
Lot według planu złożonego w czasie 1,045 godz.

| Współczynnik wytrzymałości zmęczeniowej                              | $F_f = 1,00$                                                              |                  |                | $F_f = 1,25$ |                  |                | $F_f = 1,50$   |                  |            |
|----------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|------------------|----------------|--------------|------------------|----------------|----------------|------------------|------------|
| Wytrzymałość zmęczeniowa                                             | obniżona                                                                  | średnia          | zwiększona     | obniżona     | średnia          | zwiększona     | obniżona       | średnia          | zwiększona |
|                                                                      | Wyznaczenie wielkości $\sum \frac{n_i}{N_i} \cdot (10^6)$ za okres 1 lotu |                  |                |              |                  |                |                |                  |            |
| Źródła obciążeń                                                      |                                                                           |                  |                |              |                  |                |                |                  |            |
| podmuchy powietrza                                                   | 300,0                                                                     | 52,50            | 3,730          | 77,50        | 14,50            | 0,746          | 21,00          | 2,68             | 0,327      |
| manewry                                                              | 122,02                                                                    | 33,58            | 3,140          | 47,90        | 8,47             | 0,500          | 11,44          | 2,46             | 0,099      |
| uderzenie przy lądowaniu                                             | 46,43                                                                     | 16,53            | 0,002          | 22,76        | 6,38             | —              | 8,58           | 0,45             | —          |
| cykl: postój — lot — postój                                          | 100,00                                                                    | 25,00            | 4,000          | 33,30        | 12,50            | —              | 14,30          | 5,50             | —          |
| — kołowanie                                                          | —                                                                         | —                | —              | —            | —                | —              | —              | —                | —          |
| Suma wielkości $\sum \frac{n_i}{N_i} (10^6)$                         | 568,45                                                                    | 127,61           | 10,872         | 181,46       | 41,85            | 1,246          | 55,32          | 11,09            | 0,426      |
| za okres 1 lotu                                                      |                                                                           |                  |                |              |                  |                |                |                  |            |
| Długość zmęczenia równa* $\frac{1,045}{\sum \frac{n_i}{N_i}}$ [godz] | 1845                                                                      | 8200             | 96 000         | 5750         | 25 000           | 837,500        | 18,900         | 94,250           | 2 450 000  |
| $\frac{P_a}{P_p}$ przy $R = 0,255$                                   | 0,1360                                                                    | 0,1360           | 0,1360         | 0,1085       | 0,1085           | 0,1085         | 0,0905         | 0,0905           | 0,0905     |
| N — liczba cykli do zniszczenia                                      | $4 \cdot 10^3$                                                            | $1,8 \cdot 10^4$ | $5 \cdot 10^4$ | $10^4$       | $4,5 \cdot 10^4$ | $4 \cdot 10^4$ | $2 \cdot 10^4$ | $6,5 \cdot 10^4$ |            |
|                                                                      | Wyznaczenie wielkości $\sum \frac{n_i}{N_i} [\%]$                         |                  |                |              |                  |                |                |                  |            |
| Podmuchy powietrza                                                   | 53,0                                                                      | 41,0             | 34,0           | 43,0         | 35,0             | 60,0           | 38,0           | 24,0             | 77,0       |
| Manewry                                                              | 21,5                                                                      | 26,0             | 29,0           | 26,0         | 20,0             | 40,0           | 20,5           | 22,0             | 23,0       |
| Obciążenia przy lądowaniu                                            | 8,0                                                                       | 13,0             | —              | 12,5         | 15,0             | —              | 15,5           | 4,0              | —          |
| Obciążenia cyklu: postój — lot — postój                              | 17,5                                                                      | 20,0             | 37,0           | 18,5         | 30,0             | —              | 26,0           | 50,0             | —          |
| Razem                                                                | 100,0                                                                     | 100,0            | 100,0          | 100,0        | 100,0            | 100,0          | 100,0          | 100,0            | 100,0      |

\* Przyjęto, że w chwili zniszczenia wielkość  $\sum \frac{n_i}{N}$  równa jest jedności



Rys. 11. Wykres obliczania wytrzymałości zmęczeniowej:

Plan lotu: złożony (samolot transportowy towarowy, lot na trasie krótkiej)  
Zespół: skrzydło ze stopu aluminium 7075-T6.

Oznaczenia:  $F_f = \frac{P_p}{P_R}$

$P_p$  — obliczeniowe statyczne obciążenie niszczące,

$P_R$  — podstawowe obciążenie obliczeniowe od poddmuchu powietrza.

Stosunek  $\frac{P_{max}}{P_p} = 0,365$  i współczynnik  $R = \frac{P_{min}}{P_{max}} = 0,255$

określają cykl obciążenia powtarzalnego, wybranego z obliczeniowych widm obciążeń działających w eksploatacji; na to obciążenie zużywa się największą część długotrwałości zmęczeniowej. Obie wielkości są stałe.  $H$  — nominalny okres pracy, w godz. przy obliczeniowych widmach obciążeń działających w eksploatacji;  $\frac{n_i}{N_i}$  — suma

względnych liczb cykli w chwili zniszczenia;  $N$  — nominalny okres pracy (w cyklach), określający charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej;

O — okres pracy ( $N$ ) pod obciążeniem wybranym do badań;

□ — okres pracy wyrażony stosunkiem  $\frac{H}{\sum \frac{n_i}{N_i}}$  i odpowia-

dający czasowi O;

△ — wymagana wielkość stosunku  $\frac{H}{\sum \frac{n_i}{N_i}}$

się eksploatacji jako typowe obciążenie, pod którego działaniem zużywana jest największa część długotrwałości zmęczenia. Linie kreskowane są krzywymi  $\sigma - N$  otrzymanymi z punktów przecięcia się krzywych stałej długotrwałości zmęczenia z liniami stałych wielkości współczynnika  $R$  dla wybranego obciążenia powtarzalnego. Wszystkie podstawowe charakterystyki obciążenia powtarzalnego zmieniają się proporcjonalnie przy przesunięciu obciążenia wzdłuż odpowiadającej mu krzywej stałej wielkości  $R$ . Dlatego krzywą  $\sigma - N$  przy stałej wielkości  $R$  można rozpatrywać jako typową dla przypadku obciążenia powtarzalnego o stałej amplitudzie, przyłożonego do konstrukcji ze stałymi charakterystykami wytrzymałości zmęczenia i zmienną wytrzymałością statyczną.

### Wstępne i ostateczne obliczenia wytrzymałości zmęczenia

Do obliczeń wstępnych i ostatecznych konieczne jest przeprowadzenie ogólnej analizy zmęczenia wytrzymałości konstrukcji oraz sporządzenie wykresów do obliczenia wytrzymałości zmęczenia wszystkich krytycznych składowych konstrukcji. Powinny być też ustalone wymagania co do nominalnej długotrwałości zmęczenia w skrajnym przypadku dla dwu typów konstrukcji, dla których określającym czynnikiem jest bezpieczeństwo lotu i dla których określające są warunki obsługi w czasie eksploatacji.

Poniżej przedstawiono przykład obliczenia długotrwałości zmęczenia w okresie końcowego projektowania. Należy zaznaczyć, że dla wyznaczenia współczynnika wytrzymałości zmęczenia konieczne jest posiadanie danych dwu grup obliczeniowych obciążeń statycznych, odpowiadających krytycznym obliczeniowym przypadkom obciążenia i krytycznym warunkom wyjściowym. Chociaż obciążenia dla warunków wyjściowych są często znane, dla ich wyznaczenia mogą być potrzebne dodatkowe obliczenia.

#### Przykład obliczenia wytrzymałości zmęczenia w okresie końcowego projektowania

Składowe konstrukcje: skrzydło  
Lot: według planu złożonego  
Element konstrukcyjny: płyta dolnego pokrycia

Minimalna długotrwałość zmęczenia scharakteryzowana

$$\text{wielkością } \sum_{N_i}^H n_i$$

— zapewnienie okresu pracy 6000 godzin z prawdopodobieństwem 99,9%.

Charakterystyka wytrzymałości zmęczenia: odpowiada średnim wielkościom (rys. 5).

Obciążenia i naprężenia obliczeniowe:

moment gnący  $M_B = 6,45 \cdot 10^8$  kG cm (przypadek obliczeniowy),  
moment skręcający  $M_C = 0,53 \cdot 10^8$  kGcm (przypadek obliczeniowy),

naprężenia rozciągające  $\sigma = 36,3$  kG/cm<sup>2</sup> (wywołane momentami  $M_B$  i  $M_C$ ),

naprężenie tnące  $\tau = 26,3$  kG/mm<sup>2</sup> (wywołane wydatkiem naprężeń tnących  $q$ , równym 20,7 kG/mm),

naprężenie maksymalne  $\sigma_{\max} = 50,6$  kG/mm<sup>2</sup> (wywołane równoczesnym działaniem różnych obciążeń),

doraźna wytrzymałość na rozciąganie  $\sigma_B = 52$  kG/mm<sup>2</sup>,  
współczynnik zapasu wytrzymałości statycznej równy jest:

$$\frac{\sigma_B}{\sigma_{\max}} - 1 = \frac{52}{50,6} - 1 = +0,02$$

Podstawowe obciążenia powtarzalne i naprężenia (krytyczne warunki podstawowe):

$$\begin{aligned} M_B &= 6,10^8 \text{ kG cm} \\ M_C &= 0,55 \cdot 10^8 \text{ kGcm} \\ q &= 14,8 \text{ kG/mm} \\ \sigma &= 34,7 \text{ kG/mm}^2 \\ \tau &= 18,9 \text{ kG/mm}^2 \end{aligned}$$

$$\sigma_{\max} = \frac{34,7}{2} + \sqrt{\left(\frac{34,7}{2}\right)^2 + (18,9)^2} = 42,3 \text{ kG/mm}^2 = \sigma_R$$

Podstawowe statyczne naprężenie niszczące  $\sigma_R = 42,3$  kG/mm<sup>2</sup>.

Rzeczywiste statyczne naprężenie niszczące

$$\sigma_p = 50,6 \cdot 1,02 = 52 \text{ kG/mm}^2$$

$$\text{Współczynnik wytrzymałości zmęczenia } F_f = \frac{\sigma_p}{\sigma_R} = \frac{52}{42,3} =$$

= 1,22.

Nominalna długotrwałość zmęczenia (czas pracy)

$$\sum_{N_i}^H n_i = 22\,000 \text{ godz. (rys. 11)}$$

Ogólna liczba cykli widma obciążeń  $10^4$ .

Minimalna długotrwałość zmęczenia w % nominalnej długotrwałości:

$\frac{N}{N_0} = 34\%$  przy prawdopodobieństwie niewystąpienia zniszczenia 99,9% (rys. 7).

$$\sum_{N_i}^H n_i = 0,34 \cdot 22\,000 = 7500 \text{ godz.}$$

Określiwszy współczynnik wytrzymałości zmęczenia  $F_f$ , można znaleźć wymagane charakterystyki wytrzymałości zmęczenia z wykresu obliczeniowego wytrzymałości zmęczenia, sporządzonego dla potrzebnej długotrwałości zmęczenia.

Wybór stopnia pewności, na którym powinny być oparte wymagania długotrwałości zmęczenia, zależy od typu konstrukcji i typu aparatu latającego. Stopień pewności dla konstrukcji, dla której wyznaczającymi są warunki bezpieczeństwa lotu, powinien być wysoki w porównaniu ze stopniem pewności dla konstrukcji pomocniczej lub konstrukcji, dla której warunki bezpieczeństwa lotu nie są decydujące. Jak widać z rysunku 7, wielkość długotrwałości zmęczenia, odpowiadająca wysokiemu stopniowi prawdopodobieństwa niewystąpienia zniszczenia, zmienia się w granicach od 50 do 1% nominalnej długotrwałości. Procentowe zwiększenie powierzchni poprzecznego przekroju, niezbędne dla zapewnienia wysokiego prawdopodobieństwa niewystąpienia zniszczenia, można wyznaczyć z wykresów na rysunkach 4, 5 i 6. Na przykład z rysunku 7 wynika, że przy nominalnej długotrwałości zmęczenia odpowiadającej 10 000 cykli obciążenia prawdopodobieństwo niewystąpienia zniszczenia równe jest 99,9% przy przekroczeniu czasu pracy o 42% ponad nominalny, co odpowiada 4200 cyklom obciążenia. Z rysunku 5 wynika, że dla długotrwałości zmęczenia odpowiadającej 4200 cyklom, przy średnim obciążeniu 0,2, amplituda obciążenia zmiennego równa jest 0,22, patrząc wzdłuż linii stałej wielkości  $R$  w kierunku linii odpowiadającej 10 000 cykli obciążenia, okazuje się, że amplituda obciążenia zmniejszyła się do 0,175. Przy tym zmniejszenie naprężenia równe jest  $100 \left(1 - \frac{0,175}{0,22}\right) = 20\%$  albo zwiększenie powierzchni

poprzącznego przekroju równe  $100 \left( \frac{0,22}{0,175} - 1 \right) = 25\%$ .

Analogicznie przy nominalnej długotrwałości zmęczenia odpowiadającej 400 000 cykli obciążenia prawdopodobieństwo niewystąpienia zniszczenia przy przekroczeniu o 56 000 cykli także równe jest 99,9%. Na rysunku 5 przyjmując znowu średnie obciążenie przy 56 000 cykli równe 0,2 i patrząc wzdłuż linii stałej wielkości  $R$  w kierunku linii odpowiadającej 400 000 cykli okazuje się, że konieczne zwiększenie powierzchni poprzecznego przekroju będzie równe  $100 \left( \frac{0,085}{0,062} - 1 \right) = 37\%$ . Wielkości te otrzymano oczywiście przy założeniu, że dokładnie spełnione zostają wymagania wytrzymałości statycznej (lub z pewnym nadmiarem) przez odpowiedni dobór początkowej powierzchni przekroju poprzecznego. W przeciwnym przypadku całkowita dodatkowa długotrwałość zmęczenia lub jej część mogą być zapewnione wymaganiami wytrzymałości statycznej.

### Badania w celu sprawdzenia wytrzymałości zmęczenia

Dla sprawdzenia wytrzymałości zmęczenia wymagane są badania dwu typów: badania pod działaniem obciążeń powtarzalnych o stałej amplitudzie (typu  $\sigma-N$ ) krytycznych elementów konstrukcji i badania w naturze części konstrukcji pod działaniem obciążeń programowanych. Badania pod działaniem obciążeń o stałej amplitudzie są niezbędne, gdyż bez nich nie zawsze można wystarczająco dokładnie ocenić charakterystyki wytrzymałości zmęczenia elementów konstrukcji; badania pod działaniem obciążeń programowanych niezbędne są w celu ustalenia związku między wykresami obliczeniowymi wytrzymałości zmęczenia i danymi z eksploatacji konstrukcji.

Ważność poszczególnego elementu konstrukcyjnego powinna być oceniona według jego wpływu na bezpieczeństwo lotu i na koszty obsługi. Może okazać się, że bardziej racjonalne jest okresowo wymieniać te krytyczne elementy, które nie zapewniają bezpieczeństwa lotu, aniżeli zgodzić się na zwiększenie ciężaru lub skomplikowanie konstrukcji dla zapewnienia większej długotrwałości zmęczenia.

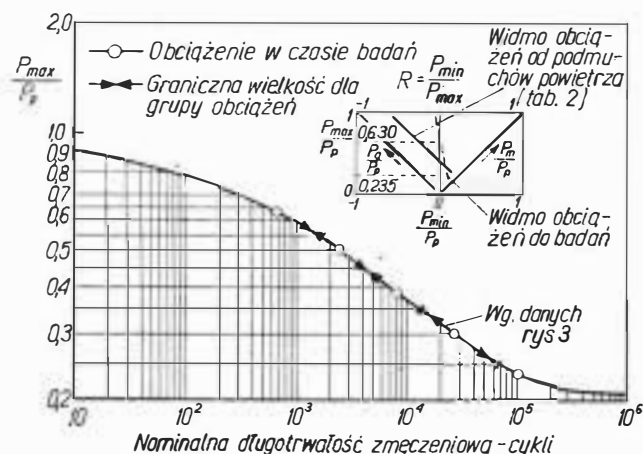
Badania pod działaniem obciążenia o stałej amplitudzie należy przeprowadzić dla każdej z dwu wielkości obciążenia, jedna odpowiadająca górnemu odcinkowi i druga odpowiadająca dolnemu odcinkowi widma ob-

ciążeń. Wykonuje się to w tym celu, ażeby krzywą  $\sigma-N$  dla badanej próbki można było obrócić względem podstawowej krzywej  $\sigma-N$ .

Jeśli badania przeprowadza się tylko przy jednej wielkości obciążenia, to można je wyznaczyć w zależności od współczynnika wytrzymałości zmęczenia badanego elementu. Na przykład obciążenie do badań dobrane zostało, jak wskazano na rysunku 11, a zniszczenie nastąpiło przy 30 000 cykli. Wskazuje to, że charakterystyki wytrzymałości zmęczenia znajdują się pośrodku między podstawowymi poziomami, niskim i średnim. Punkt odpowiadający współczynnikowi wytrzymałości zmęczenia 1,3 a znajdujący się w środku między krzywymi odpowiadającymi niskiemu i średniemu poziomowi podstawowemu, wskazuje długotrwałość zmęczenia pod działaniem pełnego widma obciążeń równą 15 000 godzin. Jeśli wymagany czas pracy wynosi 20 000 godzin, to współczynnik wytrzymałości zmęczenia będzie równy 1,35.

Jedyną metodą wyznaczenia wielkości  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  w momencie zniszczenia jest przeprowadzanie naturalnych badań pod działaniem obciążeń możliwie dokładnie odwzorowujących widmo obciążeń z eksploatacji.

Chociaż poszczególne aparaty latające eksploatowane są w różny sposób [9], można przyjąć, że ogólny charakter widma obciążeń różni się u nich nie o tyle, ażeby w znaczny sposób wpływać na wielkość  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  w momencie zniszczenia.



Rys. 12. Schemat wyznaczenia widma obciążeń do badań

| Grupa obciążeń | Graniczna wielkość $\frac{P_{max}}{P_p}$ dla grupy obciążeń | Charakterystyki obciążeń przyjętych do badań |                       |                   |                   | $\bar{N}$         | $\frac{n_i}{N_i} \cdot (10^6)$ | Liczba cykli obciążeń do badań*)<br>$\bar{N} \cdot \sum \frac{n_i}{N_i}$<br>$1,826 \times 10^6$ | Liczba cykli obciążeń w jednym bloku programowym (razem bloków 122) |
|----------------|-------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|-----------------------|-------------------|-------------------|-------------------|--------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|
|                |                                                             | $\frac{P_{max}}{P_p}$                        | $\frac{P_{min}}{P_p}$ | $\frac{P_a}{P_p}$ | $\frac{P_m}{P_p}$ |                   |                                |                                                                                                 |                                                                     |
| 1              | —                                                           | 0,235                                        | 0,080                 | 0,078             | 0,158             | $1,0 \times 10^5$ | 0,800                          | $4,38 \times 10^4$                                                                              | 360                                                                 |
| 2              | 0,262                                                       | 0,300                                        | 0,070                 | 0,120             | 0,185             | $2,8 \times 10^4$ | 0,635                          | $9,74 \times 10^3$                                                                              | 80                                                                  |
| 3              | 0,338                                                       | 0,380                                        | 0,060                 | 0,165             | 0,220             | $8,0 \times 10^3$ | 0,281                          | $1,23 \times 10^3$                                                                              | 10                                                                  |
| 4              | 0,435                                                       | 0,500                                        | 0,040                 | 0,235             | 0,270             | $2,4 \times 10^3$ | 0,093                          | $1,22 \times 10^2$                                                                              | 1                                                                   |
| 5              | 0,565                                                       | 0,630                                        | 0,010                 | 0,315             | 0,320             | $6,5 \times 10^2$ | 0,1015                         | $5,20 \times 10^0$                                                                              | 1 obciążenie na 23 bloki                                            |
|                |                                                             |                                              |                       |                   |                   |                   | (1,826)                        | (50,897)                                                                                        | (451)                                                               |

\* W kolumnie tej dane są wielkości  $\bar{N} \sum \frac{n_i}{N_i}$  dzielone przez 1,826

Pełne widmo obciążeń przyjętych do badań powinno być podzielone na poszczególne grupy, ażeby odtworzyć kolejność obciążeń roboczych. Wielkość w momencie zniszczenia zależy jest tak od ilości tych grup, jak i od ilości poziomów (lub zespołów) obciążeń w granicach każdej grupy. Ilość grup powinna być, o ile to możliwe, duża, jako minimum dla samolotów o dużym okresie pracy — około 50 grup.

W przypadku zastosowania tego sposobu jest bardziej prawdopodobne niewystępowanie wzajemnie zniekształcającego oddziaływania obciążeń o różnej amplitudzie, wchodzących do widma obliczeniowego, aniżeli w przypadku dowolnego doboru poziomu obciążeń powtarzalnych i ilości cykli. Na rysunku 12 przedstawiono krzywą  $\sigma-N$  i schemat tabelarycznego wyznaczenia widma obciążeń z krzywej powtarzalności z rysunku 3 dla samolotów z dużym okresem pracy i z danych

o wielkości  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  przedstawionych w tablicy 2. Należy zaznaczyć, że obciążenia do badań w danym przypadku należy dobrać tak, ażeby wykluczyć cykle obciążeń o zmiennych znakach za pomocą przesunięcia obciążenia wzdłuż linii, odpowiadających stałym maksymalnym wielkościom obciążenia na wykresie stałej długo-trwałości zmęczeniowej, w taki sposób, że dla widma obciążeń dobranych do badań średnia wielkość obciążeń nie pozostaje stała.

#### Sprawdzenie konstrukcji w warunkach eksploatacji

Obserwacja konstrukcji może dać ogólną ocenę rozchodowania długotrwałości zmęczeniowej. Ilość lotów oraz ilość kilometrów lub godzin lotu, chociaż są ważnymi danymi uzupełniającymi, same jednak nie mogą być rozpatrywane jako wskaźniki stopnia zmęczenia konstrukcji. Zjawisko zmęczenia jest ściśle związane z powstaniem powtarzalnych odkształceń materiału konstrukcji. Z powodu zmiany warunków eksploatacji nakładające się odkształcenia mogą okazać się nieproporcjonalne do czasu lub odległości lotu. Dlatego logiczniej jest, ażeby w czasie obserwacji konstrukcji było stosowane urządzenie, określające stopień wykorzystania żywotności konstrukcji wyrażony ilością cykli obciążeń powtarzalnych.

Ponieważ wyniki obliczeń i badań pod działaniem programowych obciążeń powtarzalnych przedstawiane są za pomocą wielkości  $\sum \frac{n_i}{N_i}$ , to wskazane jest, ażeby w czasie obserwacji także stosować sumowanie wielkości  $\frac{n_i}{N_i}$ .

Jeśli konstrukcja pozostaje w eksploatacji po upływie obliczeniowego czasu pracy (na przykład czasu pracy odpowiadającego 99,9% prawdopodobieństwa niewystępowania zniszczenia), to posługując się podobną metodą prawdopodobieństwa w połączeniu z przeglądami przeprowadzanymi w progresywnie zmniejszających się odstępach czasu, można zmniejszyć niebezpieczeństwo powstawania pęknięć. Jeśli zgodnie z analizą do widma obliczeniowego wchodzi 100 000 cykli obciążenia, to długotrwałość zmęczeniowa z prawdopodobieństwem niewystępowania zniszczenia 99,9% odpo-

wiada wielkości  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  wynoszącej  $\sim 34\%$  nominalnej (rys. 7). Po realizacji obliczeniowego okresu pracy, w którym prawdopodobieństwo niewystępowania znisz-

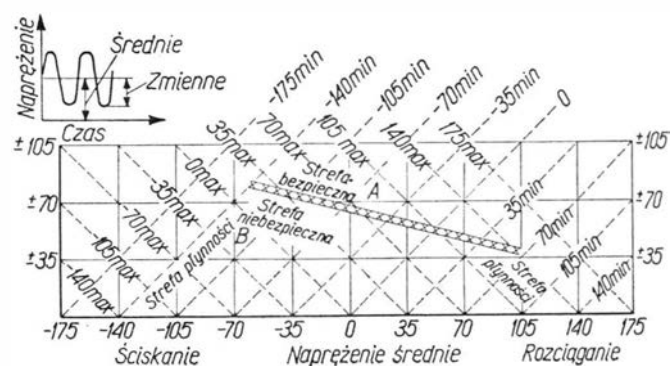
czenia równe jest 99,9%, pozostaje jeszcze 99,9% prawdopodobieństwa tego, że będzie osiągnięty okres pracy odpowiadający prawdopodobieństwu niewystępowania zniszczeń  $99,9 \cdot 99,9 = 99,8\%$ . Okresowi pracy z prawdopodobieństwem niewystępowania zniszczeń 99,8% od-

powiada wielkość  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  wynosząca w przybliżeniu 37%

wielkości nominalnej (to znaczy o 3% więcej, aniżeli przy prawdopodobieństwie niewystępowania zniszczeń 99,9%), według tej właśnie wielkości powinien być wyznaczony okres czasu do następnego przeglądu. Sposób ten można prowadzić w dalszym ciągu do tej chwili, gdy odstęp czasu między dwoma następującymi przeglądami będzie bardzo mały. Oczywiście taka metoda kontroli powinna uzupełniać ustaloną metodę regularnej kontroli konstrukcji.

W przypadku, gdy większa ilość nominalnie identycznych aparatów latających znajduje się w przybliżeniu w jednakowych warunkach eksploatacji, pierwszy przypadek zniszczenia można określić metodą prawdopodobieństwa za pomocą wykresów (rys. 7 i 9). Jeśli na przykład 50 aparatów latających jest eksploatowane równocześnie w porównywalnych warunkach, to jest najbardziej prawdopodobne, że pierwsze zniszczenie wystąpi po czasie eksploatacji odpowiadającym 98% prawdopodobieństwa niewystępowania zniszczenia (rys. 9), dalej można oczekiwać, że 95% możliwych pierwszych zniszczeń wystąpi po czasie przekraczającym okres pracy odpowiadający prawdopodobieństwu niewystępowania zniszczeń 99,9%. Zgodnie z rysunkiem 7 te wielkości prawdopodobieństwa przy 100 000 cykli odpowiadają 48% i 33% nominalnej wielkości

$\sum \frac{n_i}{N_i}$  odpowiednio przy zniszczeniu. Z drugiej strony dla oceny rozkładu prawdopodobieństwa zniszczeń metodą odwrotną można wykorzystać rzeczywistą lub



Rys. 13. Bezpieczne i niebezpieczne strefy naprężeń kombinowanych zmiennych i średnich cyklu obciążeń powtarzalnych (naprężenia — kG/mm<sup>2</sup>):

| Punkt B               |                                      | Punkt A                  |
|-----------------------|--------------------------------------|--------------------------|
| - 52,5 (ściskanie)    | Naprężenie średnie                   | +17,5 (rozciąganie)      |
| + 63                  | Naprężenie zmienne                   | +63                      |
| + 10 (rozciąganie)    | Naprężenie maksymalne                | +80,5 (rozciąganie)      |
| -116 (ściskanie)      | Naprężenie minimalne                 | -45,5 (ściskanie)        |
| 126                   | Rozpiętość naprężeń                  | 126                      |
| W strefie bezpiecznej | Położenie względem linii zniszczenia | W strefie niebezpiecznej |

przyjętą ilość pierwszych zniszczeń łącznie z odpowiadającymi wielkościami  $\sum \frac{n_i}{N_i}$ .

Należy zaznaczyć ważny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową konstrukcji takich cykli obciążenia, w czasie których naprężenia ściskające są większe od rozciągających. Przedstawione jest to na wykresie (rys. 13), na którym wskazano na bezpieczne i niebezpieczne złożenie naprężeń powtarzalnych średnich i zmiennych w typowym materiale konstrukcyjnym. Na wykresie tym punkt B przedstawia zmianę (rozpiętość) naprężeń od 10,5 kG/mm<sup>2</sup> (rozciąganie) do 52,5 kG/cm<sup>2</sup> (ściskanie). Taka rozpiętość naprężeń może powstać wtedy, gdy ostateczne naprężenia ściskające nałożone są na symetryczny cykl zewnętrznych naprężeń konstrukcji. Ważność takiego złożenia należy wyjaśnić tym, że wraz z uwzględnieniem ostatecznych naprężeń ściskających materiał znajduje się w bezpiecznym zakresie w stosunku do linii zniszczenia. Rysunek 13 można porównać z rysunkami 4, 5 i 6 niniejszej pracy. W istocie rysunek 13 należy rozpatrywać jako część rozmieszczoną na lewo od linii zerowego naprężenia średniego lub linii zerowego obciążenia średniego. Nie należy oczekiwać, że ta część wykresu będzie symetryczna do części wykresu rozmieszczonej na prawo względem tej linii.

Dwoma podstawowymi celami prac przeznaczonych dla skutecznego rozwiązania zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej powinno być zapewnienie wystarczającej i równomiernej wytrzymałości zmęczeniowej i usunięcie możliwości powstania pęknięć w warunkach eksploatacji.

W pracy tej przeprowadzono próbę dania ilościowej oceny różnych czynników związanych z zagadnieniem

wytrzymałości zmęczeniowej, oraz ustalenia prawidłowych stosunków między tymi czynnikami. Należy podkreślić, że proponowane metody obliczeniowe i kryteria są tylko podstawą do planowania badań zmęczeniowych i kontroli stanu konstrukcji w czasie eksploatacji.

#### Literatura

1. Pratt K. G.: A Revised Formula for the Calculation of Gust Loads, NACA TN 2964, Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va., 1953.
2. ARTC/W-76 Aircraft Structural Fatigue Panel, Aircraft Fatigue Handbook, Environmental Conditions, Aircraft Industries Assn., 1955.
3. Grover H. J., Bishop S. M. and Hackson L. R.: Fatigue Strengths of Aircraft Materials, Axial Load Fatigue Tests on Unnotched Sheet Specimens of 24S-T3 and 75S-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel, NACA TN 2324, 1951.
4. Grover H. J., Bishop S. M. and Jackson L. R.: Axial Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S-T3 and 7075-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel with Stress Concentration Factors of 2,0 and 4,0 NACA TN 2389, 1951.
5. Grover H. J., Bishop S. M. and Jackson L. R.: Axial Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S-T3 and 7075-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel with Stress Concentration Factor of 5,0 NACA TH 2390, 1951.
6. Illg W.: Fatigue Tests on Notched and Unnotched Sheet Specimens of 2024-T3 and 7075-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel with Special Consideration of the Life Range from 2 to 10 000 Cycles, NACA TN 3866, Aeronautical Structures Laboratory, Langley Field, Va., Dec. 1956.
7. Corten H. T.: Overstressing and Understressing in Fatigue (Cumulative Fatigue Damage). University of Illinois, July, 1957.
8. Freudenthal A. M. and Heller R. A.: On Stress Interaction in Fatigue and a Cumulative Damage Rule, Part 1-2024 Aluminium and SAE 4340 Steel Alloys, Technical Report 58—69, Wright Air Development Center, June 1958.
9. Donely P.: The Measurement and Assessment of Repeated Loads on Airplane Components, NACA Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va., April 1956.
10. Whaley R. E.: Fatigue Investigation of Full-Scale Transport Airplane Wings, Variable Amplitude Tests with a Gust Loads Spectrum, TN 4132. Nat. Advisory Committee for Aeronautics, Nov. 1957.

Oprac. S. L.

## KRONIKA

● W 1928 r. powołane zostało do życia Centrum Badań Lotniczo—Lekarskich, czyli popularna wśród lotników „Cebula”. Centrum zatrudniało ogółem 11 osób (w tym 8 lekarzy).

Działalność CBLŁ przejął po wojnie Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej. Jest to dziś jedna z największych i najlepiej wyposażonych placówek tego typu w Europie.

Z okazji 40-lecia Instytutu odbyła się staraniem Zarządu Klubu Publicystów Lotniczych SDP konferencja prasowa poświęcona działalności służby zdrowia w Wojskach Lotniczych. Po konferencji — zaproszeni dziennikarze zwiedzili WIML oraz zapoznali się z prowadzonymi pracami naukowymi i unikalnymi urządzeniami służącymi do badań medycznych (wirówka przeciążeniowa, własnej konstrukcji, komorami niskich ciśnień i temperatur i in.).

● Z okazji Dnia Transportowca i Drogowca odbyła się w Teatrze Wielkim w Warszawie centralna akademii. Podczas akademii wicepremier Wąsłowska wręczył odznaczenia państwowe 17 zasłużonym pracownikom lotnictwa cywilnego — wśród nich głównemu inżynierowi PLL „Lot” inż. W. Wilanowskiemu.

● W Warszawie odbyła się jubileuszowa — bo dziesiąta z kolei — konferencja poświęcona problemom bezpieczeństwa i higieny lotów. Konferencję otworzył — i podsumował jej obrady — gen. J. Raczkowski.

● Staraniem Zarządu Klubu Publicystów Lotniczych SDP oraz Zarządu Głównego

Aeroklubu PRL zostało zorganizowane w kwietniu w Bielsku-Białej Ogólnopolskie Seminarium Szybowcowe dla Dziennikarzy. W seminarium wzięło udział 22 dziennikarzy reprezentujących 17 redakcji czasopism, w tym redakcje Polskiego Radia i Telewizji.

● W okresie 29.IV—7.V. br. odbywał się VII Samolotowy Rajd Dziennikarzy i Pilotów z udziałem 33 załóg. 1200-kilometrowa trasa przebiegała przez: Zamość — Mińsk Mazowiecki — Wałcz — Kołobrzeg — Leszno i Wrocław. Najlepszym spośród pilotów rajdu okazał się Wł. Gawlik (Bielsko-Biała). — 902 pkt, przed Z. Dudzikim (Warszawa) — 900 pkt i K. Pogorzelskim (Wojska Lotnicze) — 899 pkt.

W konkursie dziennikarskim zwyciężył T. Cegielski (PR Zielona Góra — 470 pkt, przed A. Waligórskim (PR Wrocław) — 440 pkt.

Z nieznanych nam powodów w imprezie nie uczestniczyli dziennikarze z „Trybuny Ludu”, „Życia Warszawy”, „Kurieru Polskiego” i — co zadziwia najbardziej — ze „Sztandaru Młodych”. A szkoda! Bo to i o ducha sportowego chodziło i o znajomość lotnictwa, o którym się czasami pisze, i o spopularyzowanie swojej gazety.

● Z łamów „Skrzydlatej Polski” dowiadujemy się, że Centrala Handlu Zagranicznego „Motoimport” sprzedała dotychczas za granicę 650 szybowców konstrukcji i produkcji polskiej. W największych ilościach zostały one dostarczone do Anglii, Szwajcarii, Belgii, NRF,

NRD, ZSRR oraz do Argentyny, Kanady, Japonii, Meksyku i Wenezueli.

● Na zaproszenie dowódcy lotnictwa myśliwskiego RAF przybył do Anglii — w końcu kwietnia — płk pil. W. Łokuciewski, ostatni dowódca Dywizjonu 303. Płk. Łokuciewski wziął udział w uroczystościach związanych z 50-leciem powstania RAF, zaś dn. 28 kwietnia w towarzystwie attaché wojskowego, morskiego i lotniczego PRL w Londynie, złożył w Northolt wieniec pod pomnikiem lotników polskich, poległych na frontach zachodnich w czasie drugiej wojny światowej.

● W dniu 12 maja br. wylądował w warszawskim porcie lotniczym Okęcie samolot odrzutowy Tu-124 radzieckich linii „Aeroflot”, inaugurując nowe, stałe połączenie na trasie Leningrad — Wilno — Warszawa i z powrotem.

● W dn. 4 kwietnia br. — po 40-letniej przerwie — wystartował z Krakowa do Wiednia samolot PLL „Lot”. Dzięki temu Kraków otrzymał już drugie połączenie zagraniczne. Pierwszym — przypominamy — jest linia przez Gdańsk z Kopenhagi. Wkrótce mają być uruchomione loty z Krakowa do Pragi oraz prawdopodobnie z Krakowa do Budapesztu.

● Około 1980 roku Warszawa ma otrzymać nowy port lotniczy położony w odległości 30—40 km od stolicy, przeznaczony dla ruchu międzykontynentalnego. Równocześnie port „Okęcie” będzie przebudowywany dla potrzeb ruchu krajowego i europejskiego.

## Pomiary hałasu na lotnisku Okęcie

Artykuł został opracowany w oparciu o referat wygłoszony we wrześniu 1967 r. na XIV Seminarium Otwartym z Akustyki w Cetniewie. Przedstawiono w nim metodę przeprowadzania pomiarów hałasu na lotniskach z uwzględnieniem 1) rozmieszczenia sieci stanowisk pomiarowych, 2) zapewnienia porównywalności i jednoznaczności pomiarów oraz 3) lokalizacji źródła hałasu. Omówiono zastosowanie tej metody do pomiarów hałasu w porcie lotniczym Okęcie.

Od pierwszych lat powojennych obserwujemy wielki rozwój środków komunikacyjnych, a zwłaszcza przeznaczonych do przewozu pasażerów, towarów oraz poczty na znaczne odległości w możliwie jak najkrótszym czasie. W komunikacji lotniczej środkiem transportu są samoloty o napędzie turboodrzurowym lub turbośmigłowym, charakteryzujące się znaczną hałaśliwością. Przyjmuje się powszechnie, że współczesne samoloty w porównaniu z innymi środkami transportowymi są najintensywniejszymi generatorami hałasu. Tendencje rozwojowe lotnictwa komunikacyjnego będą sprzyjały dalszemu potęgowaniu się poziomów natężenia hałasów lotniczych łącznie z oddziaływaniem dźwiękowej fali uderzeniowej w czasie lotów z prędkościami ponaddźwiękowymi (problematykę dźwiękowej fali uderzeniowej omówiłem w pracach [1], [2], [3]).

Z uwagi na intensywność hałasów lotniczych konieczne jest uwzględnianie ich w projektowaniu miast i osiedli sąsiadujących z portami lotniczymi. Z tej też przyczyny w prowadzonym przez Zakład Akustyki Instytutu Techniki Budowlanej temacie „Badanie uciążliwości hałasów miejskich na przykładzie m. st. Warszawy” uwzględniono w ramach hałasów komunikacyjnych również hałasy lotnicze (rys. 1).

Hałasy lotnicze, wywoływane przez samoloty, dzielimy na dwie zasadnicze grupy:

— hałasy zewnętrzne, występujące na zewnątrz samolotów,

— hałasy wewnętrzne, występujące wewnątrz samolotu.

W artykule omówiono jedynie badania uciążliwości hałasów zewnętrznych.

Rozpatrując lotnisko jako źródło hałasu lotniczego wydzielono również dwie podstawowe grupy hałasów:

— hałasy wywoływane ruchem samolotów w porcie lotniczym w czasie startu i lądowania samolotów, w czasie kołowania samolotów, docierania silników itp.,

— hałasy wywoływane samolotami znajdującymi się w powietrzu poza lotniskiem, a więc w czasie ruchu lotniczego w strefie podejścia (wznoszenia) i w strefie lotów nad lotniskiem.

W badaniach uciążliwości hałasów lotniczych muszą być brane pod uwagę obie grupy hałasów, przy czym należy je rozpatrywać jako hałasy wywoływane przez:

- punktowe źródła hałasu,
- liniowe źródła hałasu.

Na rys. 2 przedstawiono schematycznie szczegółowy zakres badań uciążliwości hałasów lotniczych, obejmujący różne elementy wynikające z eksploatacji sprzętu lotniczego, które należy uwzględnić w badaniach hałasu wywołwanego pracą portu lotniczego oraz w badaniach hałasu wywołwanego ruchem lotniczym zarówno w granicach lotniska, jak i w strefie lotów nad lotniskiem oraz w strefie podejścia (wznoszenia).

Ze schematów na rys. 1 i 2 wynika potrzeba powiązania badań hałasów

lotniczych z pozostałymi podzespołami w grupie hałasów komunikacyjnych oraz z całością badań uciążliwości hałasów miejskich. Potrzeba ta zrodziła konieczność:

- opracowania wspólnej i jednoznacznej metodyki pomiarowej,
- ustalenia jednostek pomiarowych.

Jedną z metod jest metoda Van OS i V. Steenbrugge [12]. Opiera się ona na stałym poziomie ciśnienia dźwięku 45 dB (A) lub stałym poziomie hałasu odczuwalnego 58 PNdb. Poziomy te są przyjmowane dla badanych rejonów zamieszkałych przy lotnisku. W metodzie tej uwzględnia się częstotliwość lotów według następującej zależności:

$$L_K = 101 \text{ dB (A)} - 16 \lg n$$

gdzie  $n$  — liczba słyszanych samolotów charakteryzujących się danym poziomem hałasu, przy czym czasokres oddziaływania hałasu przyjmuje się stały (10 min), a czas obliczeniowy wynosi 8 godzin. Przytoczone wielkości  $L_K$  w dB (A) określają poziomy krytyczne, których nie można przekroczyć.

Wyniki badań hałasu lotniczego dla portu Warszawa-Okęcie są określone w zasadzie w dB (A). Mają one służyć przede wszystkim potrzebom technicznym i muszą być porównywalne w ramach prowadzonego tematu z wynikami uzyskanymi przez inne grupy.

W celu umożliwienia porównań uzyskanych wyników z pomiaru hałasu prowadzonego dla portu lotniczego Warszawa-Okęcie z wynikami prac innych autorów niektóre z wielkości są obliczane w PNdb.

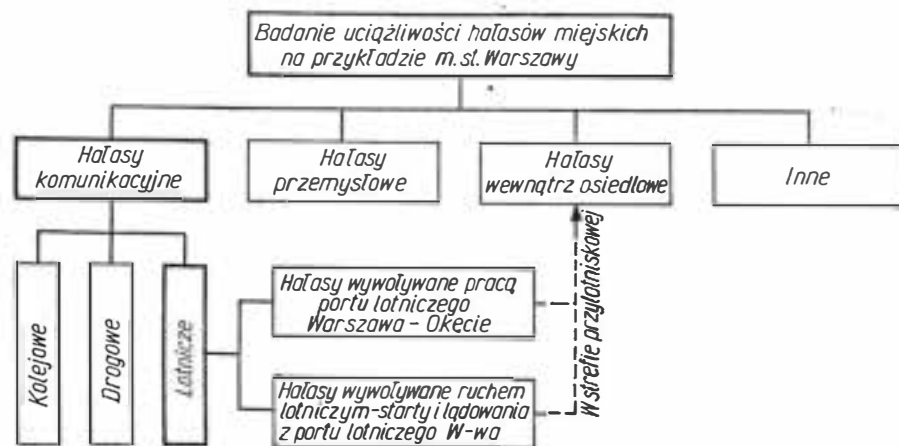
### Pomiary hałasu

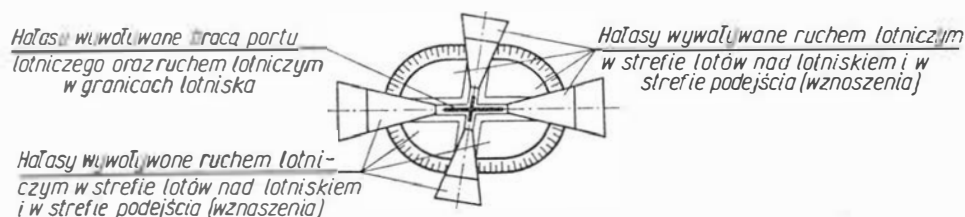
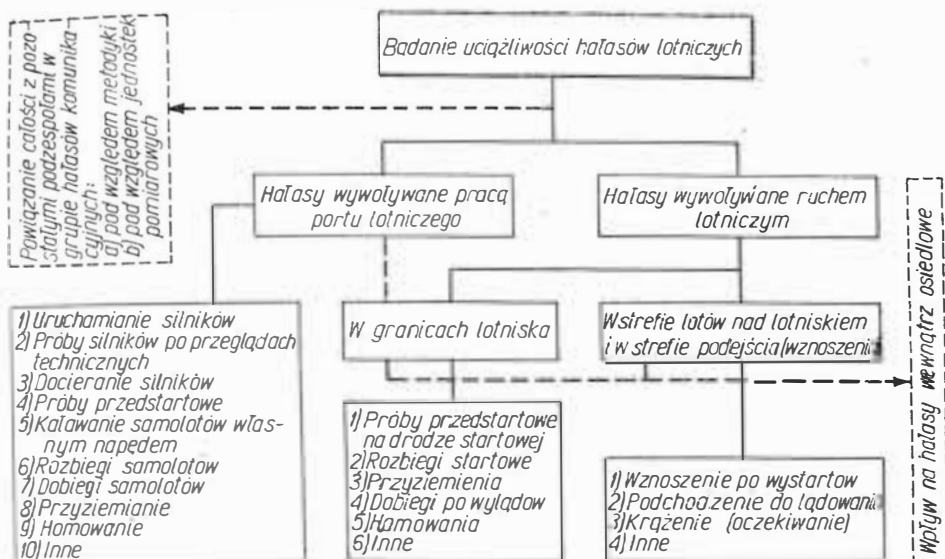
#### Stanowiska badawcze

Sieć stanowisk badawczych rozmieszczono tak, aby obejmowała ona tereny lotniska i obszaru przylotniskowego, na których występują samoloty z pracującymi silnikami w czasie ich eksploatacji na ziemi lub nad którymi mogą znaleźć się samoloty w powietrzu.

Na rys. 4 przedstawiono podstawowy układ rozmieszczenia stanowisk badawczych zlokalizowanych w strefie podejścia powietrznego (wznoszenia). W przyjętym układzie rozmie-

Rys. 1





Rys. 2

szczenia stanowisk badawczych należy wyodrębnić:

— podłużne linie pomiarowe, ułożone równolegle do osi drogi startowej, w odległości 125, 375, 875 i 1875 m od osi drogi startowej,

— poprzeczne linie pomiarowe, ułożone prostopadłe do osi drogi startowej, w odległości 1000, 1500, 2000, 3000, 5000, 8000 i 12 000 m od początku układu,

— początek układu pomiarowego, pokrywający się z geometrycznym środkiem drogi startowej.

Podłużne i poprzeczne linie pomiarowe są zagęszczone w pobliżu końca drogi startowej oraz przy osi podłużnej drogi startowej. Takie rozmieszczenie linii pomiarowych, a tym samym i stanowisk badawczych wynika z wysokości położenia samolotu na torze startu lub lądowania.

Z przedstawionego na rys. 4 układu stanowisk badawczych należy wyodrębnić dwie zasadnicze grupy:

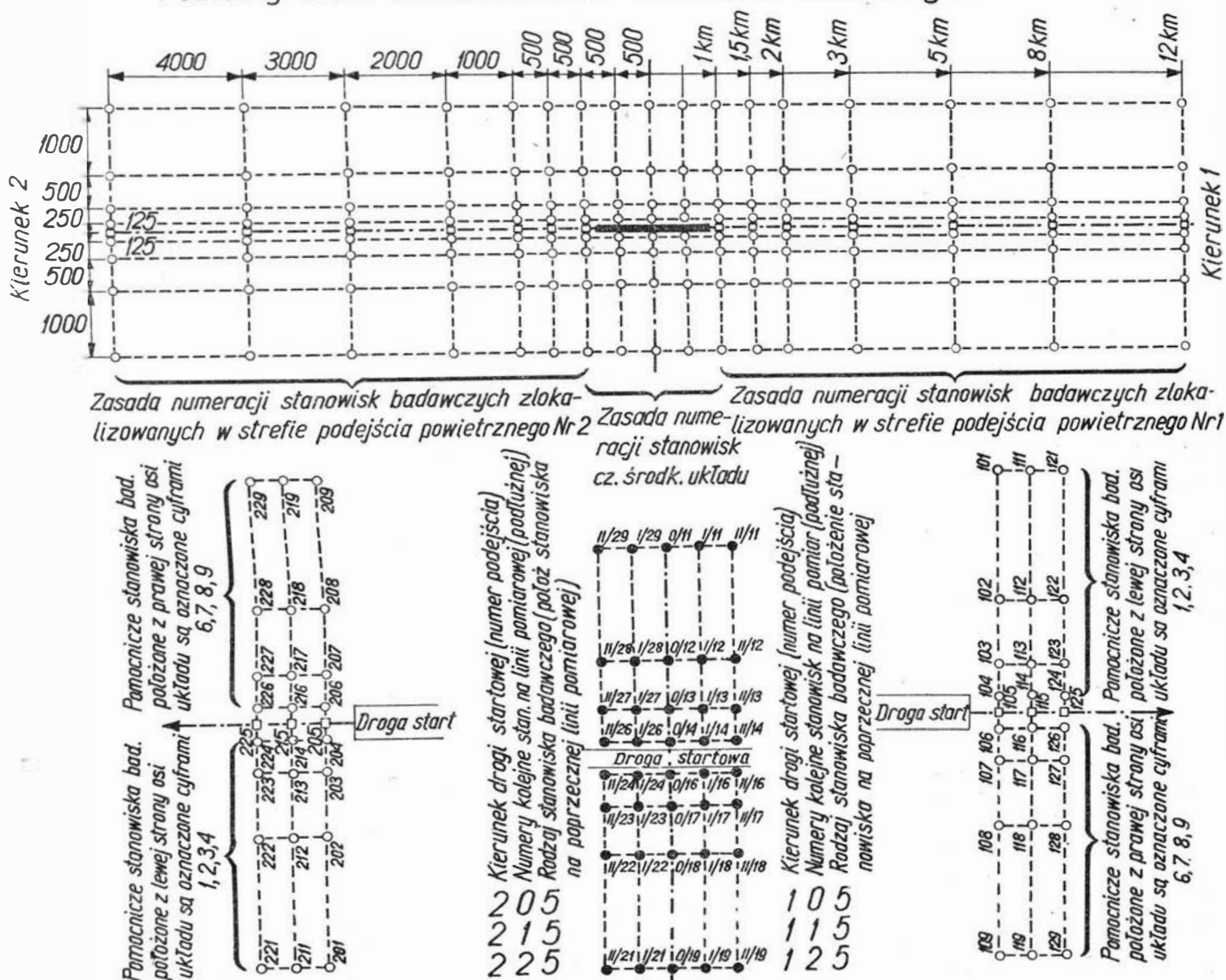
— bazowe stanowiska badawcze ( $7 \times 2 + 12 \times 2 = 38$ ),

— pomocnicze stanowiska badawcze ( $56 \times 2 - 12 \times 2 = 88$ ).

Bazowe stanowiska badawcze są rozmieszczone na linii podłużnej, pokrywającej się z osią drogi startowej oraz na charakterystycznych, wyni-

Rys. 3

## Podstawy układ rozmieszczenia stanowisk badawczych



kających z pomiarów na liniach poprzecznych. Pozostałe stanowiska to stanowiska pomocnicze.

Stanowiska badawcze związane z pomiarem hałasu lotniczego z uwagi na rozmieszczenie ich na pokaźnej powierzchni (około 9500 ha) charakteryzują się różnymi warunkami akustyczno-pomiarowymi, wynikającymi z:

- otoczenia zewnętrznego, zróżnicowanego pod względem budowlano-gospodarczym, np. zabudowa mieszkalna, różne usytuowanie budynków w stosunku do stanowisk badawczych, zabudowa przemysłowa, zieleń typu parkowego, las itp.,
- ukształtowanie terenu.

Z tych względów każde stanowisko badawcze, a zwłaszcza bazyne ma dokładny opis i jest usytuowane na dokładnych planach sytuacyjnych, a przede wszystkim w przypadku lokalizacji na obszarach zabudowanych, zalesionych itp.

Bazowe stanowiska badawcze po usytuowaniu ich w terenie były trwale oznaczone słupkami betonowymi, aby zapewnić dokonywanie pomiarów stale w tych samych punktach, w różnych okresach czasu, a nawet w razie ponowienia pomiarów po upływie kilku lat — dla porównania i statystyki. Dzięki temu możliwe będzie też badanie hałasu wywołanego przez nowe typy samolotów w miarę ich wprowadzania do eksploatacji i porównanie wyników badań przeprowadzonych w różnych okresach czasu.

Wszystkie stanowiska mają określoną wysokość, co umożliwia porównanie ich położenia w stosunku do lotniska oraz między sobą. Stanowiska oznaczone są trzycyfrową numeracją, którą powiązano z kierunkiem startów (lądowań). W celu jednoznacznego oznaczenia rodzaju i położenia stanowiska badawczego w układzie podstawowym przyjęto, że

- pierwsza cyfra wskazuje kierunek drogi startowej,
- druga cyfra wskazuje położenie stanowiska na podłużnej linii pomiarowej, określając jednocześnie kolejność linii poprzecznych i ich odległość od początku układu i tak:

|   |                      |           |
|---|----------------------|-----------|
| 0 | odpowiada odległości | 1000 m,   |
| 1 | "                    | 1500 m,   |
| 2 | "                    | 2000 m,   |
| 3 | "                    | 3000 m,   |
| 4 | "                    | 5000 m,   |
| 5 | "                    | 8000 m,   |
| 6 | "                    | 12 000 m, |

— trzecia cyfra wskazuje położenie stanowiska na poprzecznej linii pomiarowej, określając równocześnie rodzaj stanowiska i tak: 5 odpowiada głównym stanowiskom badawczym położonym na osi drogi startowej, cyfry od 1 do 4 (1 — 1875 m od osi, 2 — 875 m, 3 — 375 m i 4 — 125 m) odpowiadają pomocniczym stanowiskom badawczym, położonym z lewej strony, a cyfry od 6—9 (6 — 125 m od osi, 7 — 375 m, 8 — 875 m i 9 — 1875 m) z prawej strony osi drogi startowej.

Numeracja stanowisk jest wyznaczana dla każdego kierunku oddzielnie. Każdy kierunek rozpatrywano

od początku układu w stronę podejścia i tak np. stanowisko badawcze 225 jest położone na podejściu 2, w odległości 2000 m od początku układu na osi drogi startowej (główne stanowisko badawcze), a stanowisko badawcze 121 jest położone na podejściu 1, w odległości 2000 m od początku układu i 1875 m na lewo od osi drogi startowej (pomocnicze stanowisko badawcze).

Przedstawiony na rys. 4 podstawowy układ rozmieszczenia stanowisk badawczych opracowano dla pojedynczej drogi startowej, oznaczonej symbolicznie kierunkiem 1 i 2. W praktyce spotykamy się jednak z lotniskami o kilku drogach startowych, np. na Okęcie znajdują się dwie drogi startowe. Gdy jest kilka dróg startowych, najdłuższą z nich przyjmuje się na kierunku najczęściej panujących wiatrów i nazywa się główną drogą startową, a pozostałe pomocniczymi drogami startowymi.

Każda droga startowa ma specjalne oznaczenie cyfrowe, dla Okęcia są następujące:

- główna droga startowa 15—33,
- pomocnicza droga startowa 11—29.

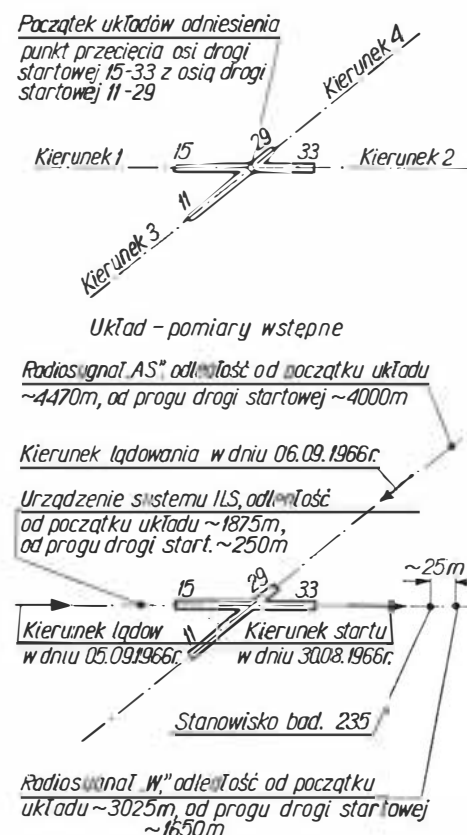
Oznaczenia te określają kierunki i np. na głównej drodze startowej na lotnisku Okęcie mamy kierunek 33 i kierunek 15.

Adaptując układ podstawowy do układu dróg startowych na Okęcie przyjęto następujące założenia (rysunek 5):

- każdą z dróg startowych rozpatruje się jako niezależną drogę startową,

Rys. 4

#### Adaptacja układu podstawowego do układu dróg startowych Warszawa - Okęcie



— dla drogi startowej 15—33 kierunek 1 przyjęto dla kierunku 15, kierunek 2 dla kierunku 33,

— dla drogi startowej 11—29 przyjęto dla kierunku 11 kierunek 3, a dla kierunku 29 kierunek 4,

— początek układu przyjęto w punkcie przecięcia się osi drogi startowej 15—33 z osią drogi startowej 11—29.

Rozpatrując schematy najczęściej spotykanych układów dróg startowych i dróg kołowania (rys. 6), należy stwierdzić, że tak opracowany podstawowy układ stanowisk badawczych może być adaptowany do różnych lotnisk. Zastosowanie innych układów (np. układu biegunowego) przy pomiarze hałasu lotniczego, uwzględniającego starty i lądowanie, jest z uwagi na wielkość lotniska oraz strefy podejścia (wznoszenia) niewłaściwe.

#### Porównanie i jednoznaczność pomiarów

Porównywalność uzyskiwanych wyników badania hałasu wytwarzanego przez silniki samolotów na lotnisku oraz startujące i lądujące samoloty zapewniają pomiary wykonywane zawsze w tych samych miejscach, uwzględniające przy tym właściwości akustyczne terenów otaczających stanowisko badawcze.

Podstawowym warunkiem zapewniającym realność pomiarów i porównywalność uzyskiwanych wyników jest ustalenie możliwie szczegółowych danych technicznych źródła hałasu oraz danych meteorologicznych.

Do pomiarów hałasu, wytwarzanego naziemną pracą silników samolotowych i oceny uciążliwości lotniska, konieczne są następujące dokładne dane:

- typ samolotu wywołującego hałas,
- rodzaj napędu,
- ilość silników napędowych, moc względnie ciąg tych silników,
- wykonywane czynności eksploatacyjne w czasie pomiarów (próba przedstartowa, start, lądowanie, kołowanie, docieranie silników itp.),
- ciężar samolotu.

Do pomiarów hałasu wytwarzanego przez przelatujący samolot w czasie startu lub podejścia do lądowania i oceny uciążliwości wynikającej z ruchu lotniczego konieczne są następujące dane techniczne:

- typ samolotu wywołującego hałas,
- rodzaj napędu,
- ilość silników napędowych, moc względnie ciąg tych silników,
- ciężar samolotu,
- wysokość lotu,
- rodzaj lotu (start, lądowanie), z uwzględnieniem kierunku drogi startowej,
- położenie przelatującego samolotu w stosunku do lokalizacji stanowiska badawczego,
- prędkość przelotu,
- godzina przelotu.

Przy przeprowadzaniu pomiarów konieczne jest uwzględnienie kierunku startu i lądowania samolotów.

1) System pojedynczych dróg startowych

2) System wielokrotnych dróg startowych - jednokierunkowych

3) System wielokrotnych dróg startowych - wielokierunkowych

4) System wielokrotnych dróg startowych trójkierunkowych

— Drogi startowe — Drogi kołowania ● Strefy dworców lotniczych

Rys. 5

Jest to szczególnie istotne w rozważaniach nad uciążliwością hałasów wywoływanych przez lotnisko jak i ruch lotniczy. Starty, względnie lądowania w odniesieniu do stanowisk badawczych, położonych na liniach podłużnych, mogą odbywać się następująco:

— samolot startujący w miarę kontynuowania startu będzie zbliżał się lub oddalał od stanowiska badawczego,

— samolot lądujący w miarę kontynuowania lądowania będzie oddalał się lub zbliżał do stanowiska badawczego.

W ramach pomiarów wstępnych (jak i ramach realizacji dalszych prac zasadniczych) oparto się na pomiarach pośrednich, wykorzystując w tym celu zapisy magnetyczne badanych hałasów w zakresie widma słyszalnego za pomocą nagrań hałasów na taśmie magnetofonowej. Nagrania wykonywano tak, aby zapewniły one ustalenie następujących wielkości:

— poziomu ciśnienia dźwięku w poszczególnych pasmach widma przed rozpoczęciem oddziaływania hałasu lotniczego (ustalenie tzw. tła akustycznego),

— poziomu ciśnienia dźwięku w poszczególnych pasmach widma w czasie oddziaływania hałasu lotniczego, wywoływanego samolotami znajdującymi się na ziemi,

— poziomu ciśnienia dźwięku w poszczególnych pasmach widma w czasie oddziaływania hałasu lotniczego, wywoływanego przez przelatujące samoloty,

— zmiany poziomu ciśnienia dźwięku w poszczególnych pasmach widma akustycznego w funkcji czasu, odległości i wysokości źródła hałasu (samolotu) w odniesieniu do stanowiska badawczego.

Nagrania należy dokonywać na magnetofonie wysokiej klasy, przy możliwie maksymalnej prędkości przesuwu taśmy magnetofonowej, używając do nagrań taśmy również wysokiej klasy.

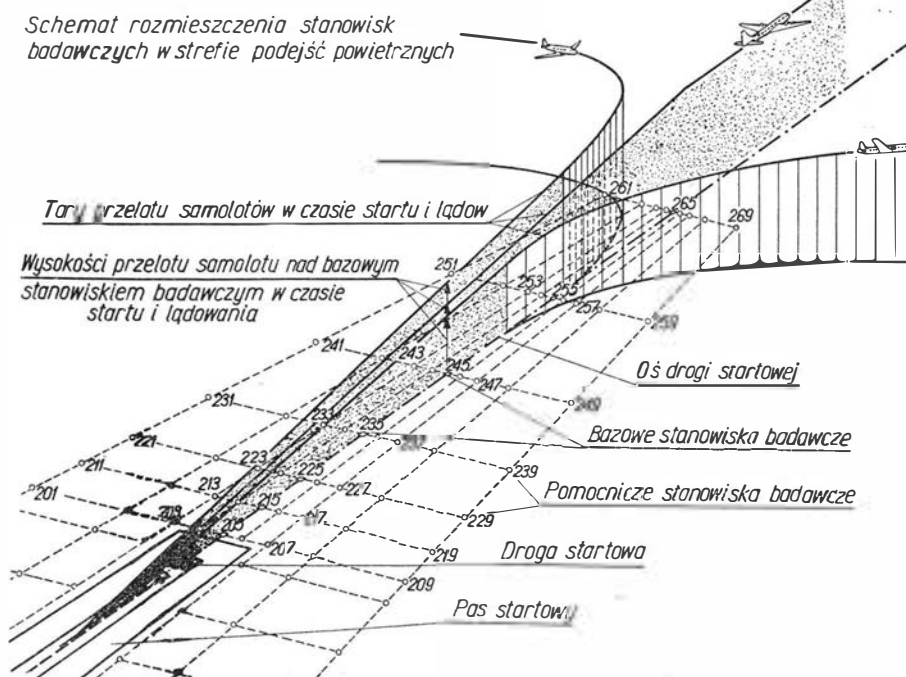
Potrzeba taka wynika z konieczności ustalenia poziomów ciśnienia

dźwięku przy powierzchni ziemi oraz na pewnej wysokości od powierzchni ziemi, odpowiadającej oknom budynków powyżej jednej kondygnacji. Pomiar poziomu ciśnienia dźwięku na różnych wysokościach podyktowany jest również potrzebą określenia zaburzeń w rozchodzeniu się fali akustycznej, wywołanych odbiciami, załamaniami itp. oraz określenia właściwości ekranujących i pochłaniających niektórych przeszkód zlokalizowanych na drodze rozchodzenia się fal akustycznych.

Dla ustalenia wpływu warunków atmosferycznych, a zwłaszcza prędkości, kierunku i siły działającego wiatru w przypadku punktowego źródła hałasu (pochodzącego z pracy naziemnej lotniska) oraz rozchodzenia się fali akustycznej w przypadku przelatującego samolotu konieczne jest nagranie hałasu:

— na linii podłużnej równocześnie co najmniej na trzech bazowych stanowiskach badawczych,

Rys. 6



— na przekroju poprzecznym równocześnie co najmniej na trzech bazowych stanowiskach badawczych.

Aby zapewnić porównywalność wyników, przynajmniej jedno stanowisko badawcze, położone na linii podłużnej, musi wchodzić w skład stanowisk badawczych położonych na linii poprzecznej. Pożądane jest równoczesne prowadzenie pomiarów na liniach podłużnych i poprzecznych. W czasie nagrywania na każdym stanowisku należy ustalić ciśnienie dźwięku miernikiem. Zapewni to powiązanie i porównywalność wyników uzyskanych pośrednio z odtwarzanych nagrań z wynikami bezpośrednio z oceny miernikiem dźwięku. We wstępnych pracach badawczych bezpośrednie pomiary przeprowadzono precyzyjnym miernikiem dźwięku firmy B&K w dB (A) oraz wzmacniaczem mikrofonowym firmy B&K również w dB (A).

Niezależnie od pomiarów akustycznych należy przeprowadzać pomiary meteorologiczne. We wstępnych pracach pomiarowych na Okęciu przyjęto dane meteorologiczne opracowywane przez stację Biura Pogody PIHM mieszczącą się na lotnisku. Prognozy pogody obejmowały rejon lotniska i obszar w promieniu 5 km.

Dane meteorologiczne, określane co pół godziny (wyjątkowo co 15 min) obejmowały:

- kierunek wiatru w stopniach,
- prędkość wiatru w km/h i m/sek,
- widoczność w km,
- wielkość zachmurzenia (w okta-nach), rodzaj zachmurzenia, wysokość podstawy i wierzchołka chmur w m,
- temperaturę powietrza w °C,
- punkt rosy w °C,
- ciśnienie atmosferyczne w atmosferach technicznych i barach.

Natomiast na pomocniczych stanowiskach badawczych wykonuje się bezpośrednie pomiary akustyczne miernikiem poziomu dźwięku w dB (A).

Na każdym pomocniczym stanowisku należy określić:

- poziom ciśnienia dźwięku przed powstaniem hałasu lotniczego (tło),
- poziom ciśnienia dźwięku w czasie działania hałasu lotniczego, podając maksymalną wartość skuteczną.

Podczas prowadzenia pomiarów na pomocniczych stanowiskach należy określać dane dotyczące hałasu oraz dane meteorologiczne występujące na każdym poszczególnym stanowisku.

#### Lokalizacja źródła hałasu

W czasie startu lub lądowania samoloty poruszają się po torach o różnym nachyleniu. Z tych względów samoloty będą znajdowały się na różnych wysokościach nad stanowiskiem badawczym, jak to schematycznie przedstawiono na rys. 5.

Bardzo istotnym zagadnieniem w prowadzonych pracach pomiarowo-badawczych jest konieczność możliwie dokładnego zlokalizowania źró-

dła hałasu w stosunku do stanowiska badawczego, a zwłaszcza w przypadku liniowego źródła hałasu, poruszającego się w przestrzeni. Lokalizacja źródła hałasu w przestrzeni w czasie prowadzonego pomiaru umożliwi powiązanie wyników pomiarów akustycznych z usytuowaniem źródła oraz określenie wynikającej z tej zależności parametrów.

Określenie położenia samolotu w stosunku do stanowiska badawczego jest możliwe dzięki wykorzystaniu systemu lotniskowych urządzeń radiolokacyjnych. Wprowadzając lokalną łączność radiową pomiędzy operatorami obsługującymi urządzenia radiolokacyjne i operatorami obsługującymi pomiarową aparaturę akustyczną na poszczególnych stanowiskach można na podstawie wskazań urządzeń radiolokacyjnych poinformować operatora obsługującego akustyczną aparaturę pomiarową:

- o zbliżeniu się rozkładowego lub pozarozkładowego samolotu do lądo-

wania lub też startującego i polecić uruchomienie magnetofonu oraz nagranie poziomu ciśnienia dźwięku przed pojawieniem się hałasu lotniczego (zarejestrowanie tła) oraz o

- położeniu samolotu w strefie podejść powietrznych w czasie lądowania względnie w strefie wznoszenia w czasie startu i umożliwienie mu w tym czasie nagrania hałasu na taśmie magnetofonowej za pomocą specjalnych komend oraz zasygnalizowanie informacji wynikających z położenia samolotu.

W czasie wstępnych prac pomiarowo-badawczych sygnalizowano dodatkowe informacje określające lokalizację źródła hałasu. Wprowadzono również dodatkową informację sygnalizującą moment przelotu samolotu nad stanowiskiem badawczym. Wszystkie uzyskiwane wyniki opracowywano w odniesieniu do momentu przelotu samolotu nad stanowiskiem badawczym.

dcn.

# Nowości Techniczne

## PROJEKTY Z DZIEDZINY SZYBKICH ŚMIGŁOWCÓW

Śmigłowce w swej dotychczasowej postaci obok zasadniczej zalety, jaką jest możliwość pionowego startu i lądowania, mają szereg bardzo poważnych wad, a mianowicie małą prędkość lotu, mały udźwig i mały zasięg oraz wynikające stąd duże koszty eksploatacyjne. Wad tych mają być pozbawione, przynajmniej częściowo, szybkie śmigłowce, nad którymi trwają obecnie intensywne prace, uwieńczone już w niektórych przypadkach powstaniem śmigłowców doświadczalnych, a nawet prototypów.

Wysiłki zmierzające w kierunku udoskonalenia śmigłowców znajdują swe uzasadnienie w tym, że istnieje

szereg takich zadań, w których śmigłowce nie mogą być zastąpione nawet przez samoloty pionowego startu. Wynika to z następujących przyczyn:

- dzięki małemu obciążeniu powierzchni wirnika nośnego śmigłowca wymaga małej mocy do zawisu, co pozwala na przedłużenie czasu trwania zawisu,
- dobra sterowność i duża zwrotność śmigłowca ułatwia lot „konturowy” (lot przy ziemi),
- dobra sterowność i duża stateczność śmigłowca umożliwia lądowanie na nieznanym i trudnym terenie,
- dzięki autorotacji śmigłowca zapewnia duże bezpieczeństwo w przypadku uszkodzenia silnika,
- dzięki zimnemu strumieniowi „nośnemu” nie występuje nagrzanie otaczającego powietrza, powodujące przy dłuższym zawisie stratę mocy silnika oraz zakłócenia w pracy urządzeń elektronicznych wskutek jonizacji powietrza (zakłócenia te utrudniają lądowanie na instrumenty),
- hałas wywołany przez wirnik

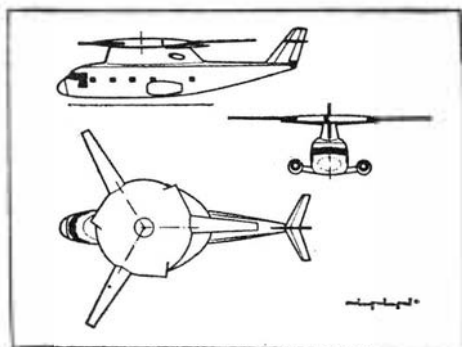
jest mniejszy niż hałas innych urządzeń nośnych,

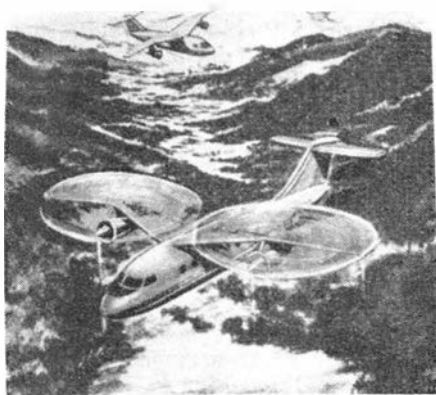
- trwałość i okresy międzynaprawcze wirnika śmigłowca są większe niż dla silnika nośnego,
- podmuch wywołany przez wirnik jest stosunkowo nieduży, co umożliwia lądowanie w każdym terenie.

Ogólnie rzecz biorąc istnieją dwie różne koncepcje zwiększenia prędkości śmigłowców. Pierwsza koncepcja polega na częściowym lub całkowitym wyeliminowaniu z pracy w locie poziomym wirnika jako urządzenia wytwarzającego siłę nośną i ciąg przez jego odciążenie, zatrzymanie, schowanie lub przekształcenie w skrzydło, natomiast druga zmierza do zastosowania wirnika, który również w szybkim locie poziomym mógłby wytwarzać siłę nośną i ciąg.

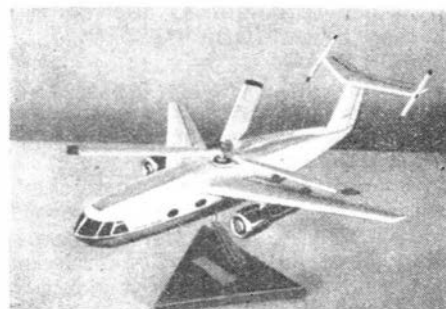
Najprostszym do wprowadzenia układem śmigłowca o dużej prędkości jest śmigłowca z odciążonym w poziomym locie wirnikiem nośnym. Odciążenie wirnika uzyskuje się przez zastosowanie małego skrzydła, dodatkowego ciągu wytwarzanego przez śmigło, wentylator lub silnik odrzutowy, albo skrzydła i do-

Rys. 1

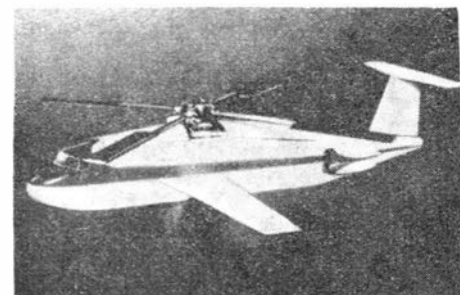




Rys. 2



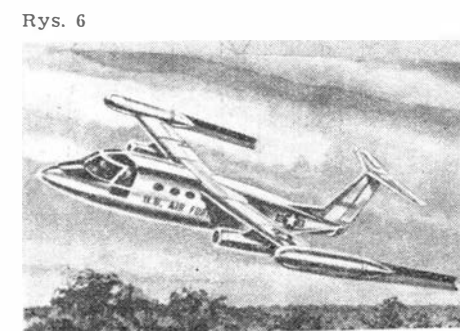
Rys. 3.



Rys. 4

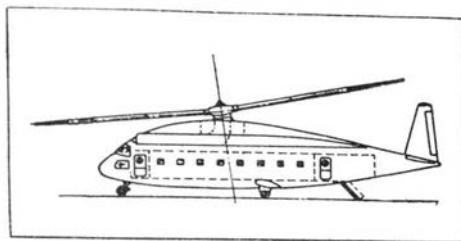


Rys. 5



Rys. 6

datkowego ciągu. Firma Lockheed rozpoczyna już seryjną produkcję śmigłowca bojowego z prawie całkowicie odciążonym wirnikiem, tj. ze skrzydłem i dodatkowym ciągiem (Lockheed AH-56A „Cheyenne” — patrz „Nowości Techniczne” TLiA 12/67). Budowa tego rodzaju śmigłowca była poprzedzona próbami ze śmigłowcami doświadczalnymi,



Rys. 7

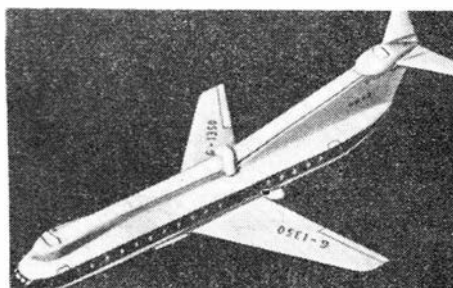
stanowiącymi modyfikacje śmigłowców konwencjonalnych. Wydaje się jednak, że śmigłowce z odciążonym wirnikiem (zwane również śmigłowcami zespolonymi) nie przedstawiają rozwiązania przyszłościowego. W szybkim locie wirnik tych śmigłowców jest jedynie źródłem drgań i oporów. Poza tym dla śmigłowców tego typu wyrażenie:

$$\frac{\text{ciężar handlowy} \times \text{prędkość optymalna}}{\text{ciężar startowy}}$$

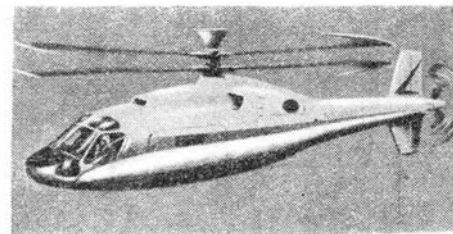
przedstawiające wydajność transportową, przy większym zasięgu lotu jest mniejsze niż dla transportowych śmigłowców konwencjonalnych. Niemniej jednak należy liczyć się z dużym rozpowszechnieniem się w najbliższej przyszłości śmigłowców bojowych i towarzyszących o układzie zespolonym oraz w pewnym ograniczonym zakresie — śmigłowców pasażerskich (rys. 1 przedstawia projekt Dornier Do P407 z 35 miejscami pasażerskimi i o prędkości 500 km/h).

Większe nadzieje roją śmigłowce z zatrzymywaniem — w korzystnym ze względu na opór położeniu — wirnikiem. Interesującym przykładem projektu tego rodzaju śmigłowca jest Boeing-Vertol „Rotafix” (rys. 2). Dwa przeciwbieżne jednołopatowe wirniki w locie pozio-

Rys. 8



Rys. 9



mym przekształcają się w zewnętrzne części skrzydła. Inne projekty (Hughes, Ryan i Marchetti) przewidują zastosowanie wirników trójłopatowych z powiększoną piastą, która w locie poziomym wytwarza siłę nośną. Wydłużenie piasty-skrzydła zwiększają dwie łopaty ustawione w położeniu dającym skos do tyłu 30°. Śmigłowce z tego rodzaju wirnikiem będą mogły osiągać nawet prędkości naddźwiękowe. Napęd wirnika będzie mechaniczny lub ciśnieniowy. Ten ostatni ma być zastosowany na śmigłowcu Hughes „Delta wing”, którego wytwarzanie gazu przy starcie napędzają wirnik, a w locie poziomym — dwa wentylatory do wytwarzania ciągu.

Oddzielną grupę stanowią projekty śmigłowców z chowanym wirnikiem. Rysunek 3 przedstawia projekt śmigłowca Sikorskiego z wirnikiem składanym i chowanym do kadłuba. Wirnik jest napędzany mechanicznie. Firma Sikorski zaprojektowała również drugi podobny śmigłowiec, lecz z ciśnieniowym napędem wirnika (gorącymi gazami), co upraszcza kinematykę jego chowania. Porównanie pod względem wielkości obu tych śmigłowców o jednakowym ciężarze handlowym i zasięgu 1800 km wypada na korzyść śmigłowca z mechanicznym napędem wirnika dzięki większej sprawności napędu. Na rysunku 4 pokazano opracowany przez firmę Sikorski projekt TRAC (Telescopic Rotor Aircraft) z teleskopowo składanymi łopatom wirnika. Rysunek 5 przedstawia projekt Ryan z łopatami chowanymi do piasty o kształcie dysku, a rys. 6 — projekt Bell z przestawianymi osiami wirników i składanymi wzdłuż osi łopatami.

Koncepcję śmigłowców z wirnikiem mogącym przy dużych prędkościach lotu wytwarzać zarówno siłę nośną, jak i ciąg zamierza się realizować za pomocą opisywanego już niejednokrotnie w TLiA wirnika Derschmidta (próbowanego na śmigłowcu doświadczalnym Bölkow Bo 46), wirnika Doranda sterowanego i napędzanego klapami strumieniowymi (projekt śmigłowca z takim wirnikiem, osiągającego prędkość 375 km/h, przedstawia rys. 7), wirnika NGTE z supercyrkulacją, wytwarzaną przez powietrze wydmuchiwane szczelinami w pobliżu krawędzi spływu łopat (rys. 8) oraz wirnika ABC (Advancing Blade Concept) pomysłu Sikorskiego. Ten ostatni system składa się z dwóch współosiowych, sztywnych wirników, umieszczonych w bardzo małej odległości od siebie i obracających się w przeciwnych kierunkach. Takie usytuowanie wirników pozwala na pełne wykorzystanie siły nośnej łopat poruszających się do przodu. Śmigłowiec zaopatrzony w wirnik ABC będzie osiągał bez dodatkowego ciągu prędkości ok. 400 km/h, a z dodatkowym ciągiem (rys. 9) — 550 km/h, przy czym drgania łopat będą znacznie mniejsze niż w przypadku śmigłowców z odciążonym wirnikiem. Prostota konstrukcji i mały ciężar zdają się zapewniać śmigłowcom tego typu duże możliwości rozwoju.

W.K.

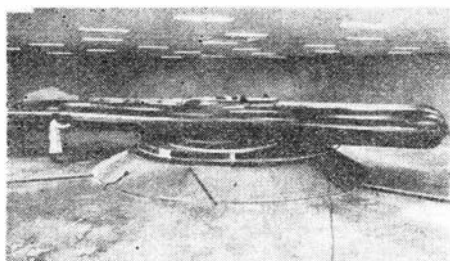
## PROJEKT ODZYSKIWANIA PIERWSZEGO STOPNIA RAKIETY „SATURN” 5

W Marshall Space Flight Center opracowano metodę odzyskiwania pierwszego stopnia rakiety „Saturn” 5, mającego długość 41,8 m i kosztującego 58 milionów dolarów. Po oddzieleniu się pierwszego stopnia na wysokości 70 km dysze sterujące i stateczniki skierują go ku Ziemi. Na wysokości 10 km 8 małych i 4 duże spadochrony zmniejszą prędkość stopnia do 110 km/h. Na wysokości 150 m tylna pokrywa zbiornika tlenu zostanie odrzucona, stopień opadnie tyłem do morza i będzie się utrzymywał na jego powierzchni dzięki powietrzu zawartemu w zbiorniku.

W.K.

## WIRÓWKA BADAWCZA LATECOERE

Société Industrielle d'Aviation Latecoere (SILAT) buduje wirówkę do odtwarzania przyspieszeń podłużnych i poprzecznych, którym poddawane są statki kosmiczne w fazie działania napędu i w czasie powro-



tu w atmosferę. Wirówka obraca się wokół osi pionowej, a jej dłuższe ramię ma na swym końcu gondolę, w której umieszcza się poddawany badaniom materiał lub próbkę. Długość ramienia jest taka, aby między skrajnymi punktami próbki powstał wystarczający spadek przyspieszenia. Wyniki pomiarów są przekazywane na ślizgowe pierścienie stykowe wirówki. W razie potrzeby wirówka może być zatrzymana za pomocą hamulca bezpieczeństwa.

W.K.

## KOMORA SPALANIA Z PLEKSIGLASU

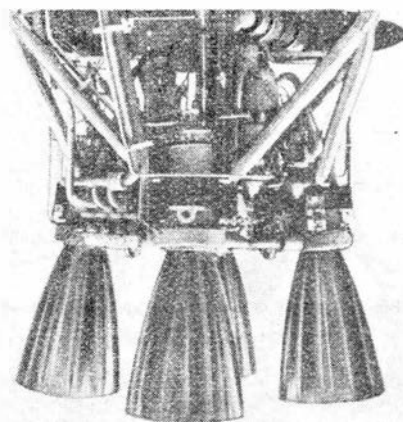
W poddanym próbie typu rakietowym silniku sterującym o ciągu 40 kG trzeciego stopnia europejskiej rakiety nośnej „Europa” 1 firma Bölkow zastosowała komorę spalania wykonaną — wraz z dyszą wylotową — z pleksiglasu, przy użyciu normalnej głowicy wtryskowej. Miało to na celu uzyskanie dokładnego obrazu przebiegu zapłonu i procesu spalania. W warunkach stoiskowych silnik pracował 10 sek bez wystąpienia jakichkolwiek uszkodzeń, mimo że zarówno komora spalania, jak i dysza wylotowa nie miały regeneracyjnego chłodzenia, a temperatura spalin wynosiła 3000°C. Stwierdzono tylko nieznaczne odkształcenie koł-

nierza dyszy. Przebieg zapłonu i spalania był filmowany za pomocą szybkoobrotowej kamery (4600 zdjęć na sekundę) FASTAX na 16 mm barwnej taśmie. W celu zbadania przebiegu zapłonu w warunkach wysokiej próżni ma być przeprowadzona próba silnika z komorą z pleksiglasu przy ciśnieniu  $5 \cdot 10^{-6}$  mm Hg.

W.K.

## FRANCUSKI SILNIK RAKIETOWY NA CIEKŁY WODÓR

Na początku listopada 1967 r. przeprowadzono próbę pierwszego zbudowanego w Europie silnika raketowego na ciekły wodór i ciekły tlen. Próba odbyła się w ośrodku



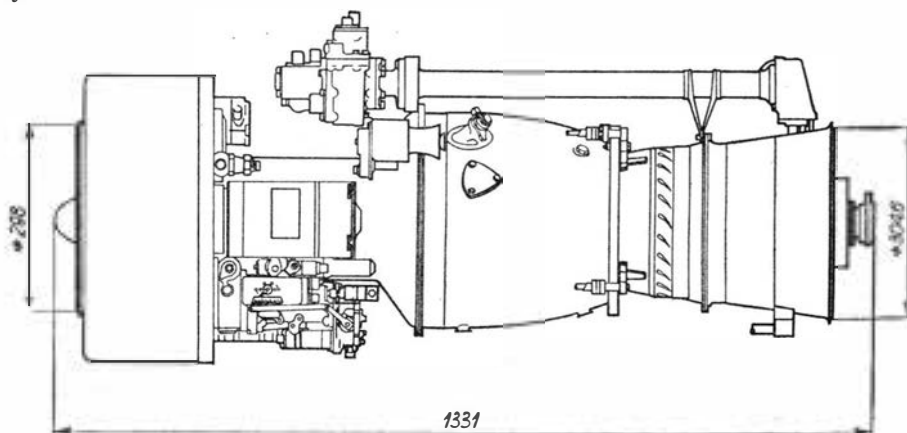
doświadczalnym firmy SEPR w Melun — Villaroche, przy czym silnik rozwinął ciąg 4000 kG. Przewidywane jest zwiększenie ciągu do 7000 kG. Silnik będzie służył do napędu drugiego i trzeciego stopnia rakiety nośnej ELDO oraz górnego stopnia rakiety francuskiej.

W.K.

## SILNIKI TURBOMECA „ASTAZOU” XIV

Turbinowy silnik śmigłowy Turbomeca „Astazou” XIV, zastosowany do napędu małego samolotu pasażerskiego Handley Page „Jetstream”, jest odmianą o zwiększonej mocy silnika „Astazou” XII. Wzrost mocy uzyskano przez zwiększenie wydatku powietrza oraz sprawności

Rys. 1



sprężarki i turbiny. Trwałość silnika i okresy międzynaaprawcze zostały zwiększone dzięki zmianom w komorze spalania i zastosowaniu nowych materiałów. W maju 1967 silnik uzyskał francuskie świadectwo zdatności. Zgodnie z tym świadectwem jego równoważna moc startowa wynosi 906 eKM (ciąg szczątkowy 61 kG) przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,224 kG/eKMh. W zastosowaniu do samolotu „Jetstream” moc startowa została ograniczona do 853 eKM przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,230 kG/eKMh. Silnik miał otrzymać również świadectwa zdatności FAA i ARB.

Podobnie jak silnik „Astazou” X o mocy 670 eKM i „Astazou” XII o mocy 740 eKM silnik „Astazou” XIV ma trzystopniową sprężarkę (z dwoma przydźwiękowymi stopniami osiowymi i jednym stopniem odśrodkowym), pierścieniową komorę spalania z wirującym wtryskiwaczem i trzystopniową turbiną. Prędkość obrotowa wynosi 43 000 obr/min, spręż ok. 8 : 1, długość 2034 mm, średnica 546 mm, ciężar (bez prądnico-rozrusznika, alternatora i pompy hydraulicznej) 183 kG, ciężar śmigła 72 kG.

Silnik jest zaopatrzony w dwustopniową obiegową przekładnię o przełożeniu uzależnionym od średnicy śmigła (w przypadku silnika do samolotu „Jetstream” przełożenie wynosi 24,1 : 1). Skok trójłopatowego śmigła Hamilton Standard jest zmieniany hydraulicznie w zakresie od kątów ujemnych do ustawienia w choraćkę przy zastosowaniu odpowiednich ograniczników. Śmigło wyposażono poza tym w awaryjny układ hydrauliczny do ustawiania go w choraćkę.

Wlot silnika jest zabezpieczony przed oblodzeniem gorącym powietrzem ze sprężarki.

Na śmigłowym silniku „Astazou” XIV — podobnie zresztą jak na silnikach „Astazou” X i XII — zastosowano sterowanie systemu „Beta” (zwane również sterowaniem mocą), które w swej istocie przypomina sterowanie turbinowych silników śmigłowcowych. Stała prędkość obrotowa śmigła jest utrzymywana przez odśrodkowy regulator, który oddziałuje na wydatek paliwa. Prędkość obrotowa jest ustalana przez pilota za pomocą dźwigni zmieniającej napięcie sprężyny regulatora, natomiast moc silnika — za pomocą dźwigni zmieniającej skok śmigła.

W celu utrzymania skoku śmigła w określonym zakresie zastosowano urządzenia ograniczające, które przy zmianach prędkości lotu zabezpieczają przed przekroczeniem przez skok śmigła wartości minimalnej lub maksymalnej dla danej prędkości lotu, zwiększając lub zmniejszając go w razie potrzeby. Aby przy dowolnej prędkości lotu była możliwa praca silnika na maksymalnej mocy, układ sterowania został zaopatrzony w urządzenie — włączane przez pilota — które utrzymuje maksymalny skok śmigła dla danej prędkości lotu; włączenie tego urządzenia oznacza więc przejście na sterowanie

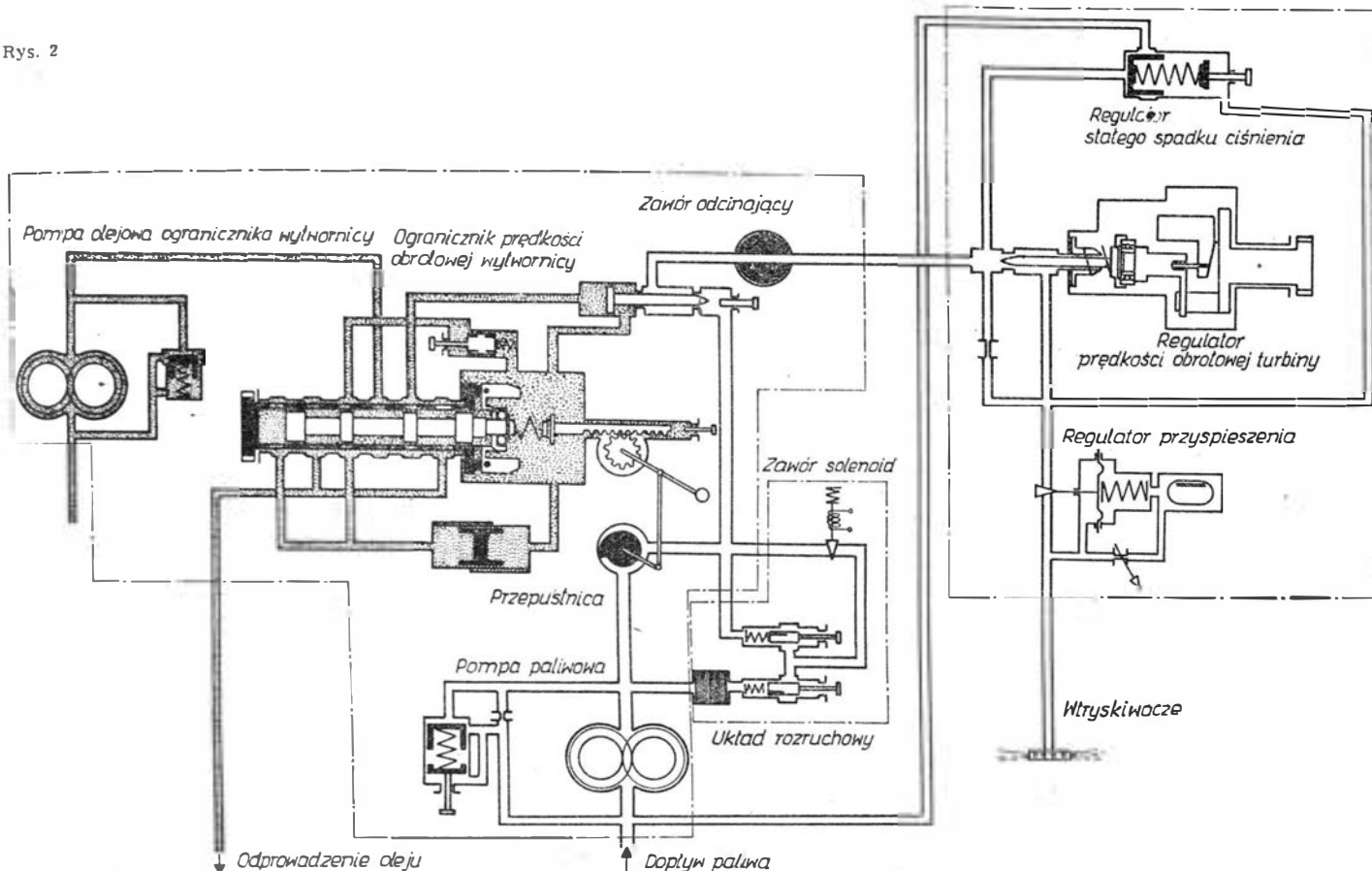
skoku śmigła. Stosuje się go przede wszystkim przy starcie i wznoszeniu. System sterowania „Beta” jest szczególnie korzystny przy podchodzeniu do lądowania — mała zmiana prędkości lotu przy stałym skoku śmigła powoduje znaczną zmianę prędkości opadania, ponieważ zmiana prędkości lotu towarzyszy automatycznie zmianie mocy silnika odbywająca się w przeciwnym kierunku. Poważne zalety wykazuje również w locie poziomym działając stabilizująco na prędkość samolotu.

Ostatnio opracowana została również śmigłowcowa odmiana silnika „Astazou” XIV wyposażona w od-

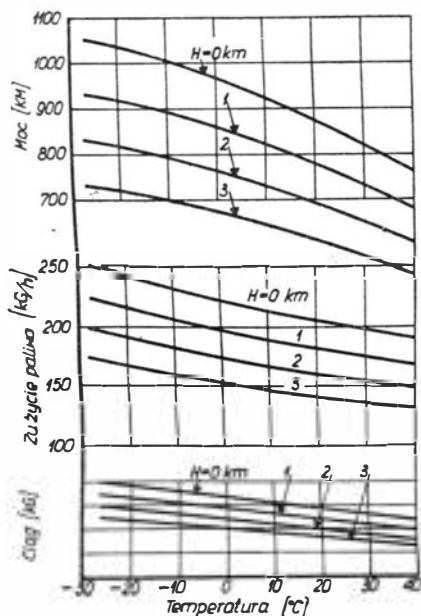
tek paliwa jest sterowany zaworem solenoidowym.

Rysunek 2 przedstawia schemat układu sterowania silnika. Zgodnie z zasadami sterowania silników śmigłowcowych zadana przez pilota prędkość obrotowa turbiny napędowej jest utrzymywana za pomocą regulatora oddziałującego na wydatek paliwa, a tym samym na prędkość obrotową wytwornicy. Moc silnika jest ustalana za pomocą dźwigni przepustnicy, która zmienia równocześnie napięcie wstępne sprężyny odśrodkowego ogranicznika prędkości obrotowej wytwornicy. Ogranicznik działa na suwak sterujący prze-

Rys. 2



Rys. 3



dzielną turbinę napędową. Silnik nie ma przekładni, a wał turbiny napędowej jest wyprowadzony do tyłu. Jego moc startowa wynosi 900 KM (na wale), a jednostkowe zużycie paliwa 0,233 kg/KMh przy prędkości obrotowej wytwornicy 43 000 obr/min i turbiny napędowej 29 000 obr/min. Ciężar silnika z wyposażeniem nie przekracza 155 kg; zasadnicze wymiary podano na rys. 1.

Osiowa część sprężarki jest zaopatrzona w zawór upustowy, uruchamiany i sterowany pneumatycznie w czasie rozruchu silnika. Turbina wytwornicy jest dwustopniowa. Dwustopniowa jest również turbina napędowa łożyskowana wysięgnikowo w dwóch łożyskach umieszczonych za wirnikiem. Za pomocą przekładni stożkowej i wałka przeprowadzonego nad silnikiem napędza ona regulator prędkości obrotowej. Rozruch silnika odbywa się za pomocą dwóch bloczków zapłonowo-wtryskowych zasilanych paliwem z oddzielnego obwodu, przy czym wyda-

plywem oleju (z układu olejowania silnika), który z kolei oddziałuje za pośrednictwem zaworu na wydatek paliwa. W obwodzie regulacyjnym turbiny napędowej znajduje się urządzenie stałego spadku ciśnienia, dzięki któremu zmiana wydatku paliwa jest uzależniona jedynie od zmiany przekroju zaworu sterującego.

Na rysunku 3 pokazano zależności mocy na wale, godzinowego zużycia paliwa i ciągu szczątkowego dla różnych wysokości lotu od temperatury otoczenia.

W.K.

**Prenumeratę**

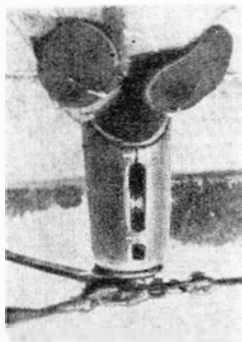
**TECHNIKI LOTNICZEJ  
i ASTRONAUTYCZNEJ**

**przyjmuje**

**Zakład Kolportażu WCT NOT  
W-wa, ul. Mazowiecka 12**

## FILTR POWIETRZA DO SILNIKÓW TURBINOWYCH

Jako zabezpieczenie przed ciałami obcymi, które dostają się do silników turbinowych w czasie kołowania, startu i lądowania, zastosowano na amerykańskim śmigłowcu transportowym Boeing-Vertol CH-46 „Sea Knight” nowy rodzaj filtrów. Zdjęcie przedstawia filtry umieszczone na chwytach powietrza obu silników śmigłowca. Filtr składa się z czterech różnych warstw. Warstwę naj-



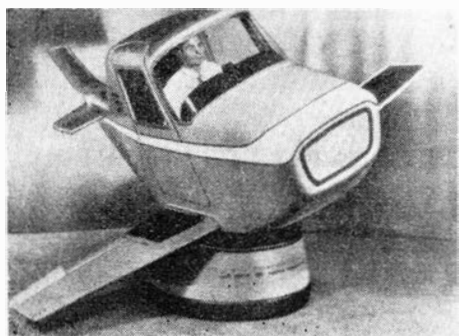
bardziej wewnętrzną stanowi cienka folia stalowa ze szczelinami o szerokości 6 mm. Następną warstwą jest tworzywo piankowe, a trzecią — tkanina nylonowa. Na czwartą warstwę zastosowano poliuretanowe tworzywo piankowe o grubości 1,2 cm. Ta ostatnia warstwa tłumi uderzenia ciał obcych i chroni tkaninę nylonową przed uszkodzeniami.

W.K.

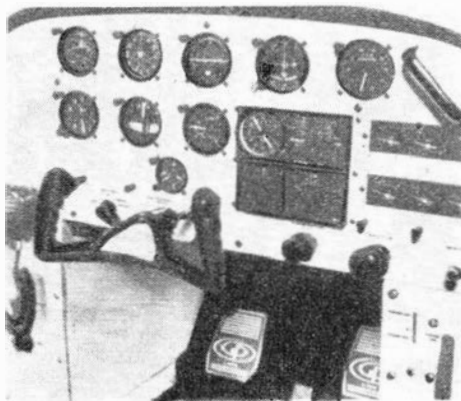
## UNIWERSALNY SYMULATOR LOTU DO SZKOLENIA PILOTÓW

Firma General Precision Incorporated zbudowała symulator lotu GAT-1 do szkolenia pilotów zarówno w warunkach lotu z widocznością, jak i w lotach na instrumenty. Nowy symulator różni się dosyć znacznie — nawet zewnętrznie — od znanego symulatora ANT-18, którego własności w „locie” były niezadowalające, a ustatecznienie prawie niemożliwe. Mimo to był on powszechnie stosowany w szkołach cywilnych i wojskowych do treningu w nawigacji.

Symulator GAT-1 daje wrażenie pilotowania jednosilnikowego lekkiego samolotu. W celu zapuszczenia silnika przekręca się wyłącznik zapłonu na „start”. Specjalne urządzenia symulują hałas silnika i śmigła.



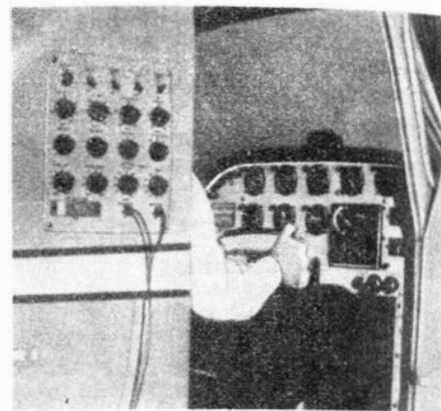
Przesunięcie dźwigni przepustnicy do przodu powoduje nasilanie się hałasu w kabinie. Przy prędkości obrotowej 2000 obr/min przeprowadza się próbę iskrowników oraz regulację składu mieszanki i jej podgrzewania. Wskazania obrotomierza odpowiadają przy tym ściśle czynnościom wykonywanym przez pilota. Na wskaźnikach kontrolnych pracy silnika odczytuje się ciśnienie i temperaturę oleju oraz temperatury głowic cylindrów. Przed „startem” ustawia się kłapy w położenie startowe, zwalnia hamulce i przesuwają dźwignię przepustnicy w położenie pełnej mocy. Po „oderwaniu się” od ziemi, kłapy zostają wciągnięte, a symulator wytrzymowany na prędkości największego wznoszenia. W symulatorze można naśladować m.in. przeciągnięcie: przy prędkości 180 km/h zmniejsza się prędkość obrotową silnika do biegu luzem, wypuszcza kłapy i przez powolne zwiększanie kąta natarcia zmniejsza się prędkość lotu aż lotki tracą skuteczność i należy je wspomagać sterem kierunku. Przy prędkości 80 km/h następuje przeciągnięcie, symulator przepada, po czym wprowadza się go w normalny sposób.



„Osiągi” symulatora odpowiadają przeciętnemu lekkiemu samolotowi jednosilnikowemu: prędkość maksymalna 256 km/h, prędkość przelotowa 184 km/h, prędkość pozioma przy wznoszeniu i w locie ślizgowym 112 km/h, prędkość przeciągnięcia 80 km/h, pułap 3000 m. Ruchy wokół osi podłużnej i poprzecznej nie przekraczają  $\pm 15^\circ$ , natomiast ruch względem osi pionowej wynosi  $360^\circ$ . Nie można wykonywać zakrętów o przechyleniu powyżej  $15^\circ$ . Symulowany jest moment obrotowy od silnika i długookresowe drgania fugoidalne.

Standardowa wersja symulatora może być uzupełniona dodatkowym wyposażeniem: urządzeniem do symulowania podmuchów, skrzydłem i usterzeniem o ruchomych powierzchniach sterowych, urządzeniem do porozumiewania się ucznia z instruktorem, urządzeniami łącznościowo-nawigacyjnymi (VOR, ILS, ADF), urządzeniem wykreślającym kurs, sztucznym horyzontem, wskaźnikiem kursu i wskaźnikiem mocy.

Układ napędowy symulatora jest elektryczny z silnikami i drukowanymi uzwojeniami. Urządzenia elektroniczne składają się z integralnych obwodów i mają konstrukcję modu-



lową. Przelicznik do sterowania ruchami symulatora stanowią trzy płyty z drukowanymi obwodami, które można łatwo wymieniać w zależności od wymaganych własności w locie. Praca przelicznika opiera się na podstawowych równaniach aerodynamicznych typowego lekkiego samolotu. Na prawej stronie kadłuba symulatora znajduje się tablica z przełącznikami i gałkami, za pomocą których instruktor może zadawać wartości ciśnienia i temperatury oleju oraz temperatury głowic, wysokość położenia lotniska, siłę podmuchów, prędkość i kierunek wiatru itp.

GAT-1 w wersji standardowej kosztuje 8275 dol.

W.K.

## TECHNOLOGIA ELEMENTÓW POKRYCIA KADŁUBA SAMOLOTU BOEING 737

Przy produkcji samolotu Boeing 737 zastosowano oryginalną technologię do wyrobu elementów pokrycia kadłuba. Elementy o wymiarach do  $1500 \times 4900$  mm w ilości ponad 50 sztuk wykonywane są o grubościach 1,8 mm z wybraniemi ulgowymi na głębokość 0,9 mm. Elementy te otrzymuje się drogą klejenia dwu blach aluminiowych o grubości 0,9 mm za pomocą błony klejowej AF 426. Klej ten gwarantuje wysoką wytrzymałość wygrzewania, a równocześnie ma dobrą charakterystykę tłumienia. Przebieg procesu technologicznego elementów pokrycia przedstawia się następująco:

- 1) oczyszczenie dwóch płaskich blach oraz naniesienie czynnika do chemicznego trawienia na powierzchnie, które nie będą podlegały wzajemnemu sklejeniu. W tej operacji powierzchnie przeznaczone do klejenia są osłonięte dla zabezpieczenia od natryskania czynnikiem przygotowującym pod trawienie chemiczne drugiej strony,

- 2) usunięcie osłony z powierzchni do klejenia, nałożenie błony klejowej, przepuszczenie złączonych blach między rolkami przy zastosowaniu odpowiedniego docisku. Tak złączony zespół zostaje dociśnięty próżniowo i umieszczony w autoklawie dla wygrzewania w ciągu 90 minut, w temperaturze  $106-120^\circ\text{C}$  przy ciśnieniu  $6,3 \text{ kG/cm}^2$ ,

- 3) nałożenie czynnika ochronnego, który równocześnie spełnia rolę sma-

ru przy obciążaniu, i obciążanie na żądany kształt kadłuba,

4) wykonanie obrysów do trawienia wg szablonów oraz usunięcie czynnika osłaniającego z miejsc przeznaczonych do trawienia,

5) zanurzenie w roztworze trawiącym na około 45 minut, co wystarcza na wytrawienie miejsc ograniczonych kształtowo czynnikiem ochronnym, a na głębokość — błoną kleju łączącego obie blachy,

6) neutralizowanie, oczyszczenie i wykończenie elementu oraz jego pomalowanie.

Jak widać, przez zastosowanie klejenia dwu blach klejem, który stanowi barierę dla trawienia chemicznego, można było uniknąć obróbki mechanicznej, koniecznej w innym przypadku do wykonania wgłębień ulgowych. **A.G.**

## NOWE KRYTERIA OCENY OBRABIAREK

Firma Rolls-Royce prowadziła przez ostatnie pięć lat badania, które miały na celu ustalenie bardziej obiektywnych i mierzalnych kryteriów doboru obrabiarek do zadań technologicznych. Dotychczasowe charakterystyki i dane obejmują wymagania statyczne, które nie wystarczają, zwłaszcza przy nietypowych materiałach, jak stopy lekkie, żaroodporne czy tytanowe. Bardziej obiektywne dane uzyskuje się z prób dynamicznych (w czasie pracy obrabiarki przy określonych obciążeniach). Stwierdzono, że dla oceny porównawczej obrabiarek tej samej grupy przy próbach dynamicznych należy mierzyć i oceniać następujące wielkości: a) błędy geometryczne obrabianej próbki, b) zużycie narzędzia, c) gładkość powierzchni.

Na podstawie tych danych oraz pomiarów statycznych można bardzo prawidłowo ocenić stan obrabiarki oraz jej przydatność. Między innymi możliwe jest dokładne określenie stopnia zużycia obrabiarki już użytkowanej, co eliminuje dotychczasowe metody oceny zużycia na podstawie godzin pracy obrabiarki. Posługując się nowo przyjętymi kryteriami można przeprowadzić:

- a) właściwą klasyfikację przydatności obrabiarek znajdujących się w zakładzie,
- b) weryfikować zaszerogowanie w dowolnie potrzebnym czasie,
- c) ocenić przydatność oferowanych nowych obrabiarek do określonych zadań.

Przy prowadzeniu tych badań stwierdzono pewne prawidłowości, które warto tu przytoczyć.

Zużycie narzędzia w miarę upływu czasu skrawania dla obrabiarki używanej i nowej przebiega tak samo przy małych prędkościach obróbki. Przy dużych prędkościach skrawania zużycie rośnie znacznie szybciej dla obrabiarek starych niż nowych.

Gładkość powierzchni szybko się pogarsza, w miarę tępienia ostrza, dla obrabiarek starych. Natomiast pozostaje prawie niezmienna dla obrabiarek nowych. Wydaje się, że doświadczenia firmy Rolls-Royce znajdują wkrótce odbicie w użytkowych charakterystykach obrabiarek. **A.G.**



■ Według zestawienia ogłoszonego przez ICAO w 1967 r. polepszyło się bezpieczeństwo żeglugi powietrznej: wypadkowość mierzona stosunkiem liczby przypadków śmierci, do liczby pasażerów ogółem zmalała o 1/3. W pięcioleciu 1963—1967 miało miejsce łącznie 226 katastrof lotniczych, 126 nastąpiło w trakcie startu lub lądowania, 21 w wyniku zderzenia z górami, 9 wskutek zderzenia w powietrzu. Tylko 70 miało miejsce w czasie lotu, ale i w tej liczbie są przypadki nie wywołane awarią sprzętu (np. zderzenia z ptakami).

■ W maju prowadzone były w Londynie narady pomiędzy przedstawicielami International Air Transport Association (IATA) i Air Transport Association of America. Rozmowy dotyczyły kosztów ubezpieczeń lotniczych oraz możliwości i opłacalności powołania do życia przez linie lotnicze własnego towarzystwa ubezpieczeń. Konsorcjum takie mogłoby być zorganizowane już w początkach 1969 r. i rozwinąć pełną działalność z początkiem następnego roku, gdy wejdzie do eksploatacji kilkaset samolotów BOEING 747 oraz innych nowych odrzutowców. Łączna wartość tych samolotów wynosić będzie powyżej 6000 mln £.

Przewidywany roczny zbiór składki nowego konsorcjum wynosiłby początkowo około 300 mln dolarów, jednakże ubezpieczeniowcy liczą się z tym, że jedna katastrofa BOEING 747 (Jumbo) może pochłonąć około 50 mln dolarów z tytułu aero-casco oraz ubezpieczenia pasażerów.

■ 3000 dolarów kosztuje wycofanie z rozkładu lotów jednego kursu „Boeinga 707”. Największe amerykańskie towarzystwo lotnicze American Air Line — zmuszone było w listopadzie ub. roku odwołać 116 takich lotów, zaś w grudniu — 90.

Przyczyną tych perturbacji była mgła, która pokrywa podparyskie lotnisko Orly przez 398 godzin w ciągu roku; a port lotniczy w Londynie przez 737 godzin.

Walka z mgłą w Orly odbywa się za pomocą 60 rozpylaczy wtłaczających w chmurę mgły 200 kg propanu, który rozprasza ją w ciągu 40 minut. Jednak, już po upływie godziny chmura formuje się na nowo. Samoloty „Caravelle” — wyposaża się obecnie w specjalne reaktory, co pozwala na ich lądowanie nieledwie w dowolnych warunkach meteorologicznych. 10 tys. prób, przeprowadzonych w ciągu ostatniego roku, potwierdziło skuteczność nowej metody.

■ W krajach kapitalistycznych obserwowany jest ostatnio postępujący proces budowania lub nabywania hoteli przez poszczególne towarzystwa lotnicze. „PAN AMERICAN AIRWAYS” (PAA) kupiło

ostatnio hotel „Continental” — jeden z największych i najbardziej luksusowych w Paryżu (390 pokoi). Firma „Trans World Airlines” kontroluje obecnie dwa hotele paryskie Hiltona, podczas gdy przedsiębiorstwo brytyjskie „British European Airways” prowadzi negocjacje w sprawie zakupu trzech innych hoteli paryskich.

■ Międzynarodowy kongres walki z hałasem, który obradował w Londynie, uchwalił rezolucję wzywającą wszystkie rządy, ażeby zakazały lotów samolotów naddźwiękowych i przełamywania bariery dźwięku w ich obszarze powietrznym.

W innej rezolucji kongres domaga się zakazu budowy lądowisk dla helikopterów i budowy autostrad w pobliżu dużych skupisk ludności.

W kongresie brało udział 500 delegatów ze wszystkich części świata.

■ Amerykański Bank Eksportowo-Importowy udzielił firmie „Japan Airlines” kredytu w wysokości 42 mln dolarów przeznaczonego na zakup sześciu samolotów odrzutowych typu BOEING-747.

■ Jugosłowiańskie miasto Split nad Adriatykiem staje się coraz większym ośrodkiem komunikacji lotniczej. W bieżącym roku przylatywać będą do Splitu samoloty trzynastu towarzystw zagranicznych oraz dwóch jugosłowiańskich.

■ Czechosłowackie linie lotnicze — CSA mają zamiar ubiegać się o prawo lądowania swych samolotów w Australii. W chwili obecnej — jak wiadomo — czechosłowacka linia lotnicza łączy Pragę z Indonezją.

■ Zachodniemieckie towarzystwo „Deutsche Lufthansa” od 1 kwietnia br. wprowadziło połączenia: Frankfurt n/M — Bogota (przez Nowy Jork) oraz Frankfurt n/M — Helsinki (przez Hamburg). Równocześnie przedsiębiorstwo to wprowadziło codzienne loty do Bostonu, Filadelfii oraz San Francisco, dzięki czemu samoloty „Deutsche Lufthansa” odlatywać będą do portów lotniczych Ameryki Północnej 134 razy w tygodniu.

■ Prezydent Johnson zgodził się, aby samoloty zagranicznych towarzystw lotniczych dokonywały przelotów ponad Alaską. W ten sposób pięć towarzystw lotniczych — SAS, KLM, AIR FRANCE, JAPAN AIRLINES oraz LUFTHANSA — będzie mogło wykorzystywać lotniska Alaski w czasie lotów kontynentalnych z Europy do Japonii z możliwością zabierania pasażerów. Jak wiadomo, trasa tych przelotów biegnie ponad Biegunem Północnym.

■ Norweżka, Ingrid Pedersen przeleciała w samolocie jednosilnikowym przez Biegun Północny. Jest to pierwszy tego rodzaju wyczyn kobiety. Pedersen wystartowała z Alaski. Trasa wiodła przez Kanadę, Grenlandię, Biegun Północny do Spitsbergenu.

## Sprzęt z zakresu techniki lotniczej eksponowany na XXXVII MTP

1. *Standard Elektrik Lorenz AG, NRF* — lotnicze urządzenia nawigacyjne.
2. *Standard Radio & Telefon A.B. Barbarky, Szwecja* — lotniczy sprzęt bezpieczeństwa.
3. *AG Czeija, Nisel & Co, Austria* — układy telefonów pokładowych.
4. *Brüel & Kjaer A/S, Dania* — przyrządy do pomiaru drgań.
5. *Wissenschaftlich — Technische Werkstätten, NRF* — przyrządy pomiarowe do oznaczania tlenu.
6. *C. Plath, NRF* — przyrządy nawigacyjne.
7. *Matzen & Timm, NRF* — węże do samolotów i silników odrzutowych, węże instalacji lotniskowej.

*Thermonic Products Limited, Anglia* — wielokanałowe rejestratory komunikacyjne dla kontroli ruchu lotniczego oraz rejestratory głosu do użytku w samolotach.

1. *Motoimport, Polska* — lotnicza aparatura pokładowa.

2. *Omnipol, Czechosłowacja* — samoloty sportowe, pasażerskie i szkoleniowe (względnie tylko prospekty) szybówce, silniki lotnicze, śmigłowce (w zasadzie tylko prospekty), lotnicze przyrządy pokładowe, sprzęt do oświetlania portów lotniczych, spadochrony, wyposażenie lotnisk.

1. *W/O Awiaeksport, ZSRR* — samoloty, śmigłowce, śmigłowce-żuraw (względnie tylko prospekty lub informacje).
2. *ZSRR* — makiety: satelity KOSMOS 144, stacji kosmicznych ELEKTRONIK-I i ELEKTRONIK-II, satelity telekomunikacyjnego MOENIA-I, stacji automatycznej LUNA-3, pojazdu kosmicznego WOSTOK oraz automatycznej stacji księżycowej ASK.

*Beach, USA* — model satelity komunikacyjnego.

*Team Exports Crown House, Anglia* — sprzęt do tankowania samolotów.

*Fiat SpA, Włochy* — tabor lotniczy, silniki lotnicze.

# NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

**Leitner R.: ZARYS MATEMATYKI WYŻSZEJ DLA INŻYNIERÓW.** Wyd. 2, Warszawa 1968, format B5, s. 307, rys. 191, nakład 10 000, poziom IV, zł 29.

## Część 2. Geometria analityczna

Książka przeznaczona dla samouków oraz osób studiujących zaocznie lub powtarzających matematykę wyższą w zakresie politechnicznym zawiera geometrię analityczną na płaszczyźnie oraz w przestrzeni (prosta na płaszczyźnie i w przestrzeni, krzywe i powierzchnie drugiego stopnia). Zawiera też podstawowe wiadomości z algebry wektorów, teorii wyznaczników i macierzy wykorzystywane w geometrii analitycznej oraz wiele przykładów rozwiązań i zadań z odpowiedziami do samodzielnego rozwiązania.

**Leitner R.: ZARYS MATEMATYKI WYŻSZEJ DLA INŻYNIERÓW. Część 3. Rachunek całkowy i równania różniczkowe zwyczajne.** Warszawa 1968, format B5, s. 316, rys. 124, nakład 10 000, poziom IV, zł 28.

Książka zawiera zwykły wykład rachunku całkowitego i równań różniczkowych zwyczajnych, uzupełniony wiadomościami z teorii szeregów, algebry liczb zespolonych i wielomianów. Liczne rysunki, przykłady i zadania ułatwiają zrozumienie i opanowanie zamieszczonego materiału.

**Zakowski W.: [MATEMATYKA]. Podręcznik akademicki. Część 1.** Warszawa 1968, format B5, s. ok. 360, rys. 12, tabl. 13, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., ok. zł 38.

Książka jest podręcznikiem matematyki dla studentów wszystkich wydziałów elektroniki. Obejmuje wiadomości podstawowe w zakresie wykładanym na pierwszym roku elektroniki, zgodnie z obowiązującym programem, a więc wiadomości wstępne, pojęcie funkcji i ciągu, rachunek różniczkowy i całkowy funkcji jednej zmiennej.

**Ochęduszek S.: Podręcznik akademicki. TERMODYNAMIKA STOSOWANA.** Wyd. 2. Warszawa 1967, format B5, s. 760, rys. 356, tabl. 8, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., zł 75.

Jest to podręcznik dla studentów wydziałów energetycznych wyższych uczelni technicznych. Zawiera prawa ogólne, tj. zasady termodynamiki i prawa indywidualne dotyczące ciał stałych, ciekłych, gazowych i par. W książce użyto równolegle z układem technicznym międzynarodowy układ SI oraz podano sposoby przeliczania wartości liczbowych z jednego układu na drugi.

Podręcznik przeznaczony jest dla studentów politechnik, inżynierów energetyków pracujących w przemyśle, biurach konstrukcyjnych i placówkach naukowych.

**Liścizkin D. A.: WZMACNIACZE TRANZYSTOROWE ZE SPRĘŻENIEM ZWROTNYM W UKŁADACH STEROWNIA AUTOMATYCZNEGO.** Tłum. z ros. Z. Kamiński. Warszawa 1968, format A5, s. ok. 100, rys. 22, tabl. 2, nakład 2000, poziom IV—III, ok. zł 8.

## Z serii „Automatyka”

W książce podano teorię i sposób obliczania wzmacniaczy tranzystorowych ze sprzężeniem zwrotnym, stosowanym w układach sterowania automatycznego. Przeprowadzono analizę tych wzmacniaczy, posługując się teorią czwórników liniowych oraz podano przykłady obliczeniowe wzmacniacza metodą kolejnych przybliżeń.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, pracujących w dziedzinie automatyki i elektroniki oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

**Chasafew O. I.: TRANZYSTOROWE PRZETWORNICZCE NAPIĘCIA I CZĘSTOTLIWOŚCI.** Tłum. z ros. W. Torbicz, K. Korcz. Warszawa 1968, format A5, s. 212, rys. 122, nakład 2000, poziom IV, zł 20.

W książce omówiono wyniki badań oraz nowe opracowania w dziedzinie tranzystorowych przetwornic mocy, stosowanych w układach przełączania. Przeprowadzono szczegółową analizę pracy i konstrukcji przetwornic jedno- i wielofazowych. Podano warunki współpracy przetwornic tranzystorowych z silnikami asynchronicznymi.

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych, inżynierów automatyki przemysłowej oraz studentów wyższych szkół technicznych.

z cyną, zwiększenie gęstości oraz polepszenie właściwości łożyskowych stopu. Nie ustalono jednak dotąd takich warunków wibracji, które można by stosować do każdego stopu. O metodzie krystalizacji stopu pod działaniem drgań w celu poprawienia jego własności można się dowiedzieć z artykułu J. Braszczyskiego „Wpływ infradźwięków na proces krystalizacji stopów łożyskowych”.

## WIADOMOŚCI ELEKTROTECHNICZNE, nr 2 1968 r.

Stopień awaryjności urządzeń elektrycznych i aparatury w zakładach przemysłowych jest niezwykle wysoki. W jednej z fabryk przemysłu maszynowego liczba silników ulegających awarii w ciągu roku wynosi 35%. Awaryjność transformatorów obciążonych dużymi spawkami wynosi 25%, mimo że służba energetyczna w tej fabryce prowadzona jest dobrze, a zakład ten nie jest wyjątkiem. Wyłania się tu ważne zagadnienie — remonty na miejscu, zwłaszcza tam, gdzie jest ciągły proces technologiczny i wielkoseryjna produkcja. Właśny warsztat oddala i zmniejsza niebezpieczeństwo awaryjnych przerw w produkcji. Również stacje prób i laboratoria elektryczne mogą zwiększyć niezawodność pracy urządzeń.

W artykule „Stacje prób i laboratoria elektryczne w zakładach przemysłowych” J. Hiszpański i J. Ligaszewski przytaczają podstawowe założenia i dane wyjściowe do projektowania oraz przykład obliczenia, a następnie omawiają rozplanowanie i podstawowe wyposażenie technologiczne, organizację i wykonywanie prób, bhp itd.

## PRZEGLĄD ELEKTROTECHNICZNY, nr 3 z 1968 r.

W artykule „Uogólniona prętna stanów” A. Gosiewski omawia pracę Tou'a o możliwości automatyzacji układów dynamicznych, sterowanych sygnałami należącymi do klasy rozwiązań równań różniczkowych liniowych. Metoda polega na sprzęgnięciu układu badanego z odpowiednio dobranym układem liniowym generującym sygnały sterujące dla badanego układu. Analizy prowadzi to do układu autonomicznego, lecz o zwiększonej wymiarowości i rozszerzonej macierzy tranzycyjnej. Rozpatrzone zostały zastosowania form kwadratowych do analizy i syntezy liniowych układów sterowania o stałych lub wolnozmennych współczynnikach.

## PRZEGLĄD ELEKTROTECHNICZNY, nr 4 z 1968 r.

Sposób eksperymentalnego wyznaczania charakterystyk obrotu wentylacyjnego silników trakcyjnych wraz z omówieniem wyników pomiarów dla dwóch różnych pod względem aerodynamicznym maszyn omawia E. Ciurzyński w artykule „Wyznaczanie charakterystyk obrotu wentylacyjnego elektrycznych silników trakcyjnych”.

## OCRONA PRACY, nr 4 z 1968 r.

W przemyśle metalowym coraz powszechniej stosowana jest technika klejenia metali obok tradycyjnych metod łączenia, takich jak: lutowanie, spawanie i nitowanie. Są już konstrukcje metalowe, których nie można by wykonać bez stosowania środków klejących. Najważniejszą rolę odgrywa klejenie metali w budowie samolotów i samolotów, a także różnych zbiorników i pojemników. Z klejeniem metali związane są nowe zagadnienia techniczne i organizacyjne oraz bhp. Artykuł „Przestrzeganie zasad bezpieczeństwa higienicznej pracy przy klejeniu metali” zwraca uwagę na zagrożenia występujące przy klejeniu metali oraz omawia, jakie należy stosować środki zapobiegawcze.

## MASZYN MATEMATYCZNE, nr 5 z 1968 r.

Problem komunikacji człowiek-maszyna z punktu widzenia przystosowania konstrukcji urządzeń do właściwości psychofizycznych człowieka omawiają J. Dańda i I. Malerczyk-Dańda w artykule „Ergonomia w konstrukcji i oprogramowaniu EMC”.

## RACJONALIZACJA I WYNALAZCZOŚĆ, nr 4 z 1968 r.

O sposobie korzystania z austriackiej literatury patentowej pisze S. Madeyski.

W drugiej części artykułu „Próba analizy przedmiotu wynalazku nadającego się do opatentowania” autor zajmuje się rozwiązaniem zagadnienia technicznego nadającego się do zastosowania w gospodarce narodowej lub w zakresie obrony Państwa.

## OCRONA POWIETRZA, nr 1 z 1968 r.

Problemy związane z wykorzystaniem teorii dyfuzji atmosferycznej do zagadnień rozchodzenia się zanieczyszczeń w powietrzu atmosferycznym oraz obliczenia szerokości stref ochrony sanitarnej omawia K. Kosiński w artykule „Uwagi na temat wyznaczania szerokości stref ochrony sanitarnej”.

## PRZEGLĄD ELEKTROTECHNICZNY, nr 5 z 1968 r.

Zeszyt ten zawiera artykuły dotyczące zagadnień tyrystorowych. Są one częścią referatów zgłoszonych na sympozjum naukowo-techniczne „Tyrystorowe układy napędowe” zorganizowane przez Zespół Napędów Elektrycznych Komisji Głównej Elektrotechniki KN i T przy udziale Oddziału Warszawskiego SEP. Artykuły obejmują zagadnienia tyrystorowych układów napędowych prądu stałego, zagadnienie tyrystorowych układów napędowych prądu przemiennego oraz zagadnienia elementów i podzespołów tyrystorowych stosowanych w elektrycznych układach napędowych. Stanowią one przegląd prac bieżących oraz tendencji rozwojowych techniki tyrystorowej.

## Z prasy technicznej

### PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 7 z 1968 r.

Jednym z podstawowych badań obrabiarek jest badanie dynamiczne. Do badań dynamicznych stosuje się wibratory działające na zasadzie mechanicznej, elektrycznej, hydraulicznej i pneumatycznej lub kombinację tych zasad. Najmniejszą wadą mają wibratory hydrauliczne, a do zalet należy zaliczyć: możliwość uzyskania dużej amplitudy siły oraz wstępnego napięcia układu, na który oddziałuje wibrator względnie duże pasmo częstotliwości roboczych, od 0 do 500 Hz, i dużą moc względną. Konstrukcję wibratora hydraulicznego do badań dynamicznych obrabiarek opisują K. Marcelek, T. Iglantowicz i E. Sobkowiatk w artykule „Wibrator hydrauliczny do badań dynamicznych obrabiarek”. Opisany wibrator skonstruowali autorzy.

### PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 8 z 1968 r.

Wpływ infradźwięków na własności wysokocynowych stopów łożyskowych jest b. korzystny. Dzięki wibracji podczas krzepnięcia stopu uzyskuje się silne rozdrobnienie iglastej struktury związków miedzi

519.26:621.3.019.3:629.19

MARKS A.

### **On operational reliability of space vehicles**

One of the most important factors ensuring the success of space experiments is the operational reliability of vehicles launched in the space. In the paper the causes of inefficiencies and failures of these vehicles and the means of preventing it are treated. In the tables included the numerical data concerning types and frequencies of failures for various space vehicles are given.

620.178.32

JANCELEWICZ B.

### **Using structure fatigue life analysis to estimation of anti-fatigue improvement effects**

Using fatigue limit as a parameter for endurance investigation may guide to improper conclusions. It is possible, in aircraft constructions, to allow higher strains, even considerable, than adequate fatigue limits.

Author recommends applying life of construction; as a comparative parameter for searching optimum construction solution or technological processes. It is briefly described a method of calculation of relative fatigue life. It is explained all mathematical functions which are used in the article. The method is illustrated with an example of improvement fatigue life of a piece of aircraft construction by a technological process.

620.178.311.4

LASSOTA S.

### **The methods of quantity fatigue strength investigations**

In this paper the methods of quantity fatigue strength investigations are presented, the fundamental parameters of fatigue strength are determined and typical loads acting on aircraft under exploitation conditions are given. The method of establishing curves of constant fatigue durability based on test results is discussed and criterions of scatter of aircraft fatigue strength characteristics are described. The analysis of relation between fatigue strength characteristics, static strength and time of operation is presented. The methods of fatigue strength computing and testing and the methods of aircraft structures overhauling during exploitation are treated.

656.7.053.7

RAJPERT T.

### **Noise measurements at Okęcie airport**

This paper is based upon report presented at the XIV Symposium on Acoustics september 1967 at Cetniewo. The method of noise measurements on aerodromes is discussed in regard to 1) dislocation of measurement points, 2) ensuring comparability and uniqueness of measurements and 3) localization of noise source. The application of this method for noise measurements at Okęcie airport is presented.

## INFORMACJE DLA AUTORÓW

■ Pozycje literatury ponumerowane cyframi należy ułożyć w porządku alfabetycznym według nazwisk lub w porządku powoływania się na nie w tekście. Zapis książki powinien być następujący: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł dzieła, numer tomu, kolejność wydania, wydawca, miejsce i rok wydania. Zapis artykułu z czasopisma: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł artykułu, tytuł czasopisma, numer, rok, strona. Pozycje rosyjskie należy pisać w transkrypcji. Powołując się na pozycje literatury w tekście należy podać numer w nawiasie kwadratowym.

Przed opracowaniem artykułu wskazane jest wstępne porozumienie z Redakcją i uzgodnienie zakresu opracowania. Artykuł powinien omawiać raczej jeden temat w sposób dostatecznie wyczerpujący. W razie, gdy zagadnienie jest obszerne, należy je podzielić na odrębne artykuły, które można oddzielnie publikować. Nie należy powtarzać wiadomości ogólnie znanych, które można znaleźć w wydawnictwach książkowych. Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, a należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

■ Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi opisanie w Redakcji zgodnie z wymaganiami drukarni. Minimalne wymiary fotografii  $9 \times 12$  cm.

■ Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

■ Na stronie przedtytułowej należy podać imię i nazwisko autora, tytuł zawodowy lub naukowy, nazwę zakładu pracy (jeśli ma być podana w druku), pełny tytuł artykułu, adres, numer telefonu.

Objętość artykułu nie może przekraczać 8 stron maszynopisu.

Maszynopis należy dostarczyć w 2 egzemplarzach — oryginał plus kopia — na papierze o formacie A4. Artykuł powinien być pisany jednostronnie z interlinią (30 wierszy po 60 znaków).

■ W treści artykułu nie należy zostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice. Miejsca, w których powinny one być umieszczone, należy zaznaczyć na marginesie, pisząc rys. 1, rys. 2 itd. lub tablica 1.

■ Maszynopis powinien obejmować krótkie streszczenie, zasadniczą treść artykułu, wykaz piśmiennictwa (literaturę), tablice i podpisy pod rysunkami.

■ Streszczenie, podpisy pod rysunki, tablice oraz literaturę należy przepisać w 2 egzemplarzach na oddzielnych kartkach i załączyć na końcu artykułu, stosując kolejną numerację kartek, łączną z zasadniczą treścią artykułu.

■ Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę, zawierającą objaśnienia części rysunków oznaczonych bądź kolejnymi liczbami, bądź też literami.

■ Ilustracje. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje się je kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu, na osobnych kartkach, zaznaczając na odwrocie fotografii lub u dołu rysunku kolejny numer. Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części, np. krzywe na wykresach liczbami arabskimi lub też literami, objaśnionymi w legendzie pod rysunkiem. Opisy ilustracji powinny być zgodne z treścią artykułu i podpisami.

■ Jeżeli do artykułu mają wejść fotografie lub rysunki z innych wydawnictw książek, katalogów, czasopism itp., to należy wydawnictwa te złożyć w Redakcji wraz z artykułem.

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE «TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ»

## Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów

### C z ę ś c III

## Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów

oprac. mgr inż. T. Radomski  
i mgr inż. A. Ciszewski

Politechnika Warszawska

Tablica 3.7

Warunki skrawania przy toczeniu amerykańskich stopów tytanu nożami ze stali szybko tnących [5]

| Oznaczenie materiału                                                                                                            | Stan                                                              | Twardość [H B] | Głębokość skrawania [mm] | Prędkość skrawania [m/min] | Posuw [mm/obr]       | Materiał narzędzia | Geometria ostrza narzędzia                                                                                                | Ciecz chłodząco-smarująca               |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|----------------|--------------------------|----------------------------|----------------------|--------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------|
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo<br>Ti-5Al-2,5Sn<br>Ti-5Al-2,5SnELI<br>Ti-7Al-2Cb-1Ta<br>Ti-4Al-3Mo-1V                                            | Wyżarzony<br>$R_e = 81-88$<br>kG/mm <sup>2</sup>                  | 300—340        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 18,3<br>21,3<br>24,4       | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15<br>M-3        | $\gamma_{xz} = 5^\circ$<br>$\gamma_{yz} = 0^\circ$<br>$\alpha = 75^\circ$<br>$\alpha_1 = 15^\circ$<br>$\alpha = 5^\circ$  | emulsje olejowe lub wodne roztwory soli |
| Ti-7Al-12Zr<br>Ti-6Al-4V<br>Ti-4Al-4Mn                                                                                          | Wyżarzony<br>$R_e = 88-95$<br>kG/mm <sup>2</sup>                  | 310—350        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 15,3<br>18,3<br>21,3       | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15,<br>M-3       | "                                                                                                                         | "                                       |
| Ti-7Al-4Mo<br>Ti-3Al-1Mo-1V<br>Ti-5Al-1, 25Fe-2, 75Cr<br>Ti-6Al-6V-2Sn-1(Fe, Cu)                                                | Wyżarzony<br>$R_e = 91-105$<br>kG/mm <sup>2</sup>                 | 320—370        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 12,2<br>15,3<br>18,3       | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15,<br>M-3       | "                                                                                                                         | "                                       |
| Ti-1Al-8V-9,5Fe                                                                                                                 | Wyżarzony<br>$R_e = 112-127$<br>kG/mm <sup>2</sup>                | 320—380        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 4,6<br>6,1<br>9,1          | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15,<br>M-3       | "                                                                                                                         | "                                       |
| Ti-6Al-4V<br>Ti-4Al-4Mn                                                                                                         | Przechłodzony i starzony<br>$R_e = 100-116$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 350—400        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 13,7<br>16,8<br>19,8       | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15,<br>M-3       | "                                                                                                                         | "                                       |
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo<br>Ti-5Al-1, 25Fe-2,75Cr<br>Ti-7Al-4Mo<br>Ti-6Al-6V-2Sn-1(Fe, Cu)<br>Ti-4Al-3Mo-1V<br>Ti-5Al-1, 5Fe-1,4Cr-1, 2Mo | Przechłodzony i starzony<br>$R_e = 116-130$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 375—420        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 9,1<br>12,2<br>15,3        | 0,25<br>0,25<br>0,13 | T-15               | $\gamma_{xz} = 15^\circ$<br>$\gamma_{yz} = 0^\circ$<br>$\alpha = 75^\circ$<br>$\alpha_1 = 15^\circ$<br>$\alpha = 5^\circ$ | olej wysoko-chlorowany                  |
| Ti-1Al-8V-5Fe<br>Ti-3Al-13V-11Cr                                                                                                | Przechłodzony i starzony<br>$R_e = 123-172$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 375—440        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 6,1<br>6,6<br>10,7         | 0,25<br>0,25<br>0,13 | T-15               | $\gamma_{xz} = 15^\circ$<br>$\gamma_{yz} = 0^\circ$<br>$\alpha = 45^\circ$<br>$\alpha_1 = 10^\circ$<br>$\alpha = 5^\circ$ | "                                       |
| Ti-3Al-13V-11Cr                                                                                                                 | Przechłodzony<br>$R_e = 95-102$<br>kG/mm <sup>2</sup>             | 310—350        | 6,4<br>2,5<br>0,65       | 6,1<br>6,6<br>10,7         | 0,38<br>0,25<br>0,13 | T-15,<br>M-3       | $\gamma_{xz} = 5^\circ$<br>$\gamma_{yz} = 0^\circ$<br>$\alpha = 75^\circ$<br>$\alpha_1 = 15^\circ$<br>$\alpha = 5^\circ$  | emulsje olejowe lub wodne roztwory soli |

Tablica 3.8.

Warunki skrawania przy toczeniu amerykańskich stopów tytanu nożami z płytkami z węglików spiekanych [5]

| Oznaczenie materiału     | Stan                                  | Twardość [HFB] | Głębokość skrawania [mm] | Prędkość skrawania [m/min] | Posuw mm/obr | Materiał narzędzia |
|--------------------------|---------------------------------------|----------------|--------------------------|----------------------------|--------------|--------------------|
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo           | Wyżarzony                             |                | 6,4                      | 46,0                       | 0,38         | C-2                |
| Ti-5Al-2,5Sn             | $R_e = 81-88$<br>kG/mm <sup>2</sup>   | 300—340        | 2,5                      | 55,0                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-5Al-2,5Sn FLI         |                                       |                | 0,65                     | 65,6                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-7Al-2Cb-1Ta           |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-4Al-3Mo-1V            |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-7Al-12Zr              | Wyżarzony                             |                | 6,4                      | 38,0                       | 0,38         | C-2                |
| Ti-6Al-4V                | $R_e = 88-95$<br>kG/mm <sup>2</sup>   | 310—350        | 2,5                      | 46,0                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-4Al-4Mn               |                                       |                | 0,65                     | 52,0                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-7Al-4Mo               | Wyżarzony                             |                | 6,4                      | 33,5                       | 0,38         | C-2                |
| Ti-8Al-1Mo-1V            | $R_e = 98-105$<br>kG/mm <sup>2</sup>  | 320—370        | 2,5                      | 40,0                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-5Al-1,25Fe-2,75Cr     |                                       |                | 0,65                     | 47,3                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-6Al-6V-2Sn-1(Fe,Cu)   |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-1Al-8V-5Fe            | Wyżarzony                             |                | 6,4                      | 21,3                       | 0,38         | C-2                |
|                          | $R_e = 112-127$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 320—380        | 2,5                      | 27,5                       | 0,25         | C-2                |
|                          |                                       |                | 0,65                     | 35,0                       | 0,13         | C-3                |
|                          |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-6Al-4V                | Przechłodzony i starzony              |                | 6,4                      | 30,5                       | 0,38         | C-2                |
| Ti-4Al-4Mn               | $R_e = 100-116$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 350—400        | 2,5                      | 36,6                       | 0,25         | C-2                |
|                          |                                       |                | 0,65                     | 44,2                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-2Fe-2Cr-2Mo           | Przechłodzony i starzony              |                | 6,4                      | 24,4                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-5Al-1,25Fe-2,75Cr     | $R_e = 116-130$<br>kg/mm <sup>2</sup> | 375—420        | 2,5                      | 30,5                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-7Al-4Mo               |                                       |                | 0,65                     | 36,6                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-6Al-6V-2Sn-1(Fe,Cu)   |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-4Al-3Mo-1V            |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-5Al-1,5Fe-1,4Cr-1,2Mo |                                       |                |                          |                            |              |                    |
| Ti-1Al-8V-5Fe            | Przechłodzony i starzony              |                | 6,4                      | 18,3                       | 0,25         | C-2                |
| Ti-3Al-13V-11Cr          | $R_e = 123-172$<br>kG/mm <sup>2</sup> | 375—440        | 2,5                      | 24,4                       | 0,25         | C-2                |
|                          |                                       |                | 0,65                     | 30,5                       | 0,13         | C-3                |
| Ti-3Al-13V-11Cr          | Przechłodzony                         |                | 6,4                      | 24,4                       | 0,38         | C-2                |
|                          | $R_e = 95-102$<br>kG/mm <sup>2</sup>  | 310—350        | 2,5                      | 30,5                       | 0,25         | C-2                |
|                          |                                       |                | 0,65                     | 38,1                       | 0,13         | C-3                |

Ciecz chłodząco-smarująca: wodne roztwory olejów lub wodne roztwory soli

Geometria ostrza narzędzia:  
 węgliki spiekane gatunku C-2:  $\gamma_{xz} = -5^\circ$ ,  $\gamma_{yz} = -5^\circ$ ,  $\kappa = 75^\circ$ ,  $\kappa_1 = 15^\circ$ ,  $\alpha = 5^\circ$ ,  $r = 0,08$  mm  
 węgliki spiekane gatunku C-3:  $\gamma_{xz} = 5^\circ$ ,  $\gamma_{yz} = 0^\circ$ ,  $\kappa = 75^\circ$ ,  $\kappa_1 = 15^\circ$ ,  $\alpha = 5^\circ$ ,  $r = 0,8$  mm

Tablica 3.9. Warunki skrawania przy struganiu tytanu technicznego nożami z płytkami z węglików spiekanych [3]

| Posuw<br>[mm/podwójny<br>skok] | Głębokość skrawania [mm]                |     |     |     |     |     |
|--------------------------------|-----------------------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|
|                                | 0,5                                     | 1,0 | 2,0 | 3,0 | 4,0 | 5,0 |
|                                | Dopuszczalna prędkość skrawania [m/min] |     |     |     |     |     |
| 0,10                           | 40                                      | 38  | 36  | 34  | 32  | 30  |
| 0,15                           | 38                                      | 36  | 34  | 32  | 30  | 28  |
| 0,20                           | 35                                      | 34  | 32  | 30  | 28  | 26  |
| 0,25                           | 33                                      | 32  | 30  | 28  | 26  | 24  |
| 0,30                           | 30                                      | 28  | 26  | 24  | 22  | 20  |
| 0,40                           | 28                                      | 26  | 24  | 22  | 20  | 18  |
| 0,50                           | 26                                      | 24  | 22  | 20  | 18  | 16  |
| 0,60                           | 24                                      | 22  | 20  | 18  | 16  | 14  |