

TECHNIKA

1973

2

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12, -



## Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

# II Konferencja „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa”

17 i 18 listopada ub.r., w gmachu NOT w Warszawie, odbyła się — pod protektoratem wicepremiera Franciszka Kaima — II Konferencja naukowo-techniczna pn. „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa”. Organizatorami Konferencji (podobnie, jak pierwszej, zwolanej w Poznaniu w 1967 r.) były Zarządy Główne Sekcji Lotniczych SIMP i SITK. Na konferencję przybyli podsekretarze stanu z Ministerstwa Przemysłu Maszynowego — inż. Wylupek i z Ministerstwa Komunikacji — gen. Raczkowski, z Instytutu Lotnictwa — dyr. Pawlak, z Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego — dyr. Kowieski, z APRL — prezes gen. Jagiello, z wyższych uczelni profesoria: Bukowski, Duleba, Głębiński i Teisseyre. Ogółem w obradach wzięło udział 140 osób: cywilnych i wojskowych, przedstawicieli instytucji i zakładów oraz członków stowarzyszeń SIMP i SITK.

Obrady otworzył przewodniczący komisji organizacyjnej Konferencji kol. Borodzick, informując, że z 58 wniosków uchwalonych na Konferencji w 1967 r.: 25 — zrealizowano całkowicie, zaś 13 — częściowo; pozostałe — nie są już aktualne.

Na przewodniczącego Komisji Wnioskowej Konferencji wybrano kol. Misioraka, na zastępcę — kol. Szumielewicza. Przewodniczącymi obrad sekcyjnych zostali kol. Mosica (wytwarzanie sprzętu lotniczego) i Grzegorzczak (użytkowanie sprzętu). Konferencyjne obrady plenarne prowadzili na zmianę przewodniczący Zarządów Sekcji Lotniczych kol. E. Kołodziński (SITK) i kol. T. Kostia (SIMP).

W pierwszym dniu obrad referat wstępny wygłosił kol. Kostia. Ujął w nim historię 25 powojennych lat społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa. Następnie zebrani wysłuchali dwóch podstawowych referatów dotyczących wytwarzania i użytkowania sprzętu lotniczego. Pierwszy wygłosił kol. A. Misiołek (SIMP), zaś drugi — kol. K. Szumielewicz (SITK).

Interesujące i znamienne dla istniejącego klimatu były wystąpienia gości zaproszonych na Konferencję. Na temat decyzji Prezydium Rządu w sprawie wszczęcia prac nad samolotem rolniczym (z lipca 1971 r.) oraz nawiązania współpracy w przemyśle lotniczym ze Związkiem Radzieckim (w grudniu 1971 r.) wypowiedział się wiceminister Wyłupek, wysoko oceniając znaczenie tych aktów dla gospodarki narodowej. Równocześnie oświadczył, że Ministerstwo Przemysłu Maszynowego liczy na konstrukcyjne wnioski, które zostaną uchwalone podczas obrad.

Dyr. Kowieski w imieniu kierownictwa Ministerstwa Komunikacji oświadczył, że wyniki 1971 roku dają nadzieję na polepszenie sytuacji w komunikacji lotniczej. Potraktowano sprawy bezpie-

czeństwa jako najważniejsze i osiągnięto w tym zakresie dobre wyniki. Ponadto powzięte już decyzje co do zakupu samolotów i modernizacji lotnisk zapewnią duży postęp w lotnictwie cywilnym.

Gen. Jagiello dał wyraz przekonaniu, że potrzeby aeroklubów będą zaspokajane w miarę polepszania sytuacji w innych dziedzinach lotnictwa. Prognozy pozwalają sądzić, że szkolenie pilotów będzie prowadzone w niezbędnym zakresie.

Po przemówieniach przedstawicieli władz lotniczych, prace Konferencji przyjęły tryb roboczy, specjalistyczny — w sekcjach problemowych: wytwarzania (z udziałem ok. 70 uczestników) oraz użytkowania sprzętu lotniczego (z udziałem ok. 40 osób).

Od lat w kraju otwarte i nabrzmiałe problemy w różnych dziedzinach lotniczych ujawniły opracowane referaty sekcyjne. Zostały one wydrukowane w Wydawnictwie Ośrodka Doskonalenia Kadr SIMP i rozesłane uczestnikom Konferencji. Referencje podczas obrad omawiali i uzupełniali swoje opracowania oraz formułowali wynikające z nich wnioski i postulaty.

W celu uzupełnienia niniejszej informacji podajemy, że w sekcji wytwarzania sprzętu lotniczego wygłoszone zostały referaty następujące:

inż. J. Malinowski: „Potrzeby sprzętowe lotnictwa rolniczego oraz możliwości ich zaspokojenia przez przemysł krajowy”; dra mgra inż. B. Bolińskiego: „Potrzeby sprzętowe lotnictwa aeroklubowego oraz możliwości ich zaspokojenia przez przemysł krajowy”; mgra inż. Z. Olszańskiego: „Potrzeby sprzętowe lotnictwa sanitarnego oraz możliwości ich zaspokojenia przez przemysł krajowy”; mgra inż. G. Parfianowicza: „Potrzeby i możliwości rozwoju w zakresie awioniki”; mgra inż. J. Łazińskiego: „Wybrane problemy zaplecza badawczo-konstrukcyjnego polskiego przemysłu lotniczego”; mgra inż. S. Orczykowskiego: „Jakościowe aspekty wytwarzania sprzętu lotniczego na tle możliwości krajowej bazy materiałowej”; inż. A. Wichniaka: „Zagadnienia technologii wytwarzania sprzętu lotniczego”; mgra inż. W. Kordzińskiego: „Potrzeby w zakresie silników lotniczych w Polsce” (temat nie został przez autora zreferowany, ukazał się jedynie we wspomnianym wydawnictwie).

Prelegenci w sekcji użytkowania sprzętu lotniczego wygłosili referaty: dr M. Żylicz: „Kierunki i optymalizacja rozwoju lotnictwa cywilnego”; mgr inż. J. Smoleński: „Program rozbudowy lotniczej infrastruktury technicznej”; mgr D. Kujawska: „Prognoza rozwoju

przewozów lotniczych w Polsce do 1990 roku”; inż. J. Wyganowski: „Prognoza rozwoju sprzętu lotniczego dla potrzeb komunikacji”; mgr inż. M. Sikorski: „Aktualne problemy eksploatacji statków powietrznych”.

Wygłoszone również zostały referaty opracowane przez zespoły: dra inż. J. Lewitowicza, mgra inż. Potockiego i mgra inż. Z. Stankiewicza pt.: „Problemy diagnostyki i profilaktyki w eksploatacji statków powietrznych”; dra inż. J. Jaźwińskiego, dra inż. J. Migdałskiego i mgra inż. W. Wieremiejczyka pt.: „Problemy sterowania eksploatacją w systemach lotniczych” oraz mgra inż. S. Andruszkiewicza, mgra inż. E. Gruszczyńskiego i mgra inż. J. Kowalczyka pt.: „Problemy niezawodności statków powietrznych w eksploatacji”.

W pierwszym dniu Konferencji referowanie tematów i dyskusje w sekcjach trwały do godzin wieczornych (po obradach wyświetlono kilka interesujących filmów lotniczych), zaś wznowione dn. 18.XI. — zakończyły się w południe. Prawie co trzeci uczestnik prac sekcyjnych wypowiedział się w dyskusji.

Zwróciliśmy uwagę na dwa głosy w ogólnej dyskusji na plenarnym posiedzeniu, w drugim dniu obrad Konferencji. O ciężkim i smutnym okresie likwidowania lotnictwa w Polsce wspominało wielu mówców. Wśród nich — dla ostrzeżenia przed pochopnymi decyzjami w przyszłości — kol. J. Kręzałek odczytał chyba pełną, tragiczną listę strat poniesionych w ubiegłych latach przez gospodarkę narodową w dziedzinach lotniczych.

Prezes NOT, prof. J. Bukowski przekazał zebranym — w swej wypowiedzi — dwa ważne stwierdzenia:

1° nie można sobie wyobrazić nowoczesnego państwa bez własnego przemysłu lotniczego, który jest źródłem postępu wielu gałęzi gospodarki;

2° nawet gdy zamierza się zakupić licencję na jakiś wyrób czy sprzęt lotniczy — nie wolno rezygnować ze studiów i badań własnych w tym zakresie.

Dalsze obrady plenarne poświęcone były wnioskowi i postulatowi zestawionym przez Komisję Wnioskową. Po krótkiej dyskusji, materiały te — we wstępnej redakcji — zostały zatwierdzone przez uczestników Konferencji.

Treść wniosków konferencyjnych zamieścimy w jednym z następnych zeszytów naszego czasopisma.

Na marginesie przekazanych wyżej informacji nadmienimy, że Konferencja Sekcji Lotniczych wywołała przychylne echo w prasie. Jako przykład służyć może „Życie Warszawy”, na którego łamach ukazały się dwa artykuły red. Chadzyńskiego, poświęcone tej Konferencji.

## W następnym numerze...

W artykule wstępnym przedstawiono nowe zasady gospodarowania w przemyśle lotniczym, które wprowadzone są w myśl wytycznych Komisji Partyjno-Rządowej. Nowy system ekonomiczny jako główny wskaźnik oceny przyjął rentowność. System ten daje samodzielność decyzji gospodarczych dyrektorowi przedsiębiorstwa i dyrektorom zakładów, zwiększając jednocześnie ich odpowiedzialność.

Następny artykuł zaznajamia z rozwojem produkcji śmigłowców na świecie. Dynamikę jego rozwoju ilustrują dane liczbowe. Wystarczy przypomnieć, że serijną produkcję śmigłowców rozpoczęto w 1943 r., że w roku 1947 użytkowano ok. 200 śmigłowców na świecie, a dziś liczba ta przekracza 24 000.

O nowym treningowo-bojowym samolocie SOKO Galeb 3 produkcji jugosłowiańskiej można dowiedzieć się z na-

stępnej części artykułu. Jest to nowa odmiana samolotu, która łączy rozwiązania konstrukcyjne dawniej produkowanych samolotów Galeb i Jastreż.

Kolejny artykuł omawia laminaty stosowane w polskich konstrukcjach, szczegółowo przedstawiony jest sposób wykonania konstrukcji dźwigarów. Przykładowe dane wybranych rowingów i tkanin stosowanych w polskich konstrukcjach podane są w tablicach.

Następnie opisano badania zużycia się części silnika tłokowego AI-14R w czasie długotrwałych prób trwałości międzyprawczej metodą fluorescencji izotopowej. Podano wyniki badań zużycia żelaza, miedzi i ołowiu w tym silniku, a także wnioski wynikające z przeprowadzonych badań.

Urządzenie świetlne VASIS, które zapewnia bezpieczne lądowanie opisane jest w następnym artykule; omówiono

sposób jego instalowania, zasadę działania i eksploatacji.

W numerze marcowym zamieszczony będzie też opis samolotu obserwacyjnego LWS-3 Mewa, którego koncepcję w roku 1935 opracował inż. Z. Ciołkosz, a następnie projekt konstrukcyjny wykonał zespół pod kierunkiem inż. J. Teisseyre przy współudziale inż. W. Fiedona.

W kartotece TLIA będą opublikowane dane następujących samolotów: MS-803 Rallye Commodore 180 (Francja) i DHIC-6 Twin Otter 300 (Kanada), motocyklowca SSV-17 (Jugosławia — NRF) oraz śmigłowca Bell 205 UH-1H Iroquois (USA).

W słowniku lotniczym podajemy terminologię konstrukcji silnika odrzutowego.

W pomocach konstrukcyjnych zamieszczamy dane dotyczące spawania i zgrzewania materiałów lotniczych.

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5  
 Tel. 27-70-09

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT  
 00-043 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

**SPIS TREŚCI**

Aktualne problemy polskiego lotnictwa . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2,3

**PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA**

A. Glass: Prognozy rozwoju produkcji samolotów lekkich . . . . .	4
--	---

**CIEKAWY KONSTRUKCJE**

A. Kardymowicz: Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne w Farnborough — Europe 72 — dok. . . . .	7
S. Musiałowicz: Statecznik poziomy samolotu Il-62 . . . . .	9
R. Garncaerek: Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła. Część 2. . . . .	12

**POMOCE KONSTRUKCYJNE 5 i 6**

Radzieckie stale konstrukcyjne — dok. . . . .	17
Radzieckie stale nierdzewne . . . . .	18

**KARTOTEKA TLIA**

Scottish Aviation Bulldog 100, BAC 167 Strikemaster . . . . .	19
Dornier Do-28D1 Skyservant, Braunschweig SB-10 . . . . .	21
K. Kucharski, A. Feder: Wykorzystanie zjawiska Dopplera do pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróżnej samolotu . . . . .	23
A. Gryga, W. Kania: Problemy kształtu samolotu naddźwiękowego . . . . .	30
NOWOSTI IZ POLSZI, NEWS FROM POLAND . . . . .	36
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	37
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: PWS-24 — pierwszy seryjny polski samolot pasażerski . . . . .	38



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

M. Klara Szurmak

**Redaktorzy działów:**

mgr inż. A. Gołędzinowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. Z. Kazimierczak, dr inż. J. Morawski, mgr inż. S. Mosica, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

**Rada Programowa:**

mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa. Zam. 812/72. Nakład 2100 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 80. R-87

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

## GLASS A.

### Прогнозы развития производства легких самолетов

Предусматривается, что в текущем десятилетии ежегодно будет увеличиваться число производимых самолетов. В 1980 году их количество во всем мире составит 240 000 штук. В статье описаны все виды легких самолетов, используемых в настоящее время и выпускаемых, а также предусмотренное увеличение их производства.

## MUSIATOWICZ S.

### Горизонтальный стабилизатор самолета Ил-62

В статье описана конструкция горизонтального стабилизатора, применение которого повышает безопасность полета. В нем применен принцип двойного предохранения в системе перестановки: в элементах конструкции самолета и электрооборудования.

## GARNCAREK R.

### Анализ аэродинамических характеристик устройств, увеличивающих несущую силу крыла

#### Часть 2

В статье описаны данные, иллюстрирующие прирост коэффициентов несущей силы для разных типов закрылок при удлинении  $A = 6$ , а также данные, иллюстрирующие прирост коэффициента сопротивления и коэффициента наклоняющего момента.

Анализ основан на данных Рапортов NASA.

## KUCHARSKI K., FEDER A.

### Использование явления Допплера для измерения угла сноса и крейсерской скорости самолета

В статье описаны примеры использования явления Допплера в радарных навигационных установках, посредством которых можно определить величину крейсерской скорости самолета без участия наземных средств.

Посредством этой установки можно измерить угол сноса и скорость самолета без участия наземных устройств.

В статье описан двухлучковый радар с неподвижной автоматической системой и подвижной антенной системой, а также трехлучковый радар, чаще всего применяемый. Кроме того, описан четырехлучковый радар и радар Допплера типа DUCS-3П применяемый в самолетах средней и большой дальности полета советского производства.

---

## GLASS A.

### The future development of the light aircraft production

According to the present prognosis the number of light aircraft being produced annually in this decade will be increased so that in 1980 the total number of these aircraft will reach 240 000. In this article all light aircraft types being exploited and produced at present are discussed and the expected increase of their production is given.

## MUSIATOWICZ S.

### Horizontal stabilizer of Il-62 aircraft

In this article the construction of the Il-62 aircraft horizontal stabilizer is described. In the stabilizer adjusting system the double mechanical and electrical chains are applied.

## GARNCAREK R.

### Aerodynamic characteristics of wing flaps (part 2)

In this paper the data presenting lift coefficient increase for various wing flaps types at wing aspect ratio 6 and the data presenting drag — and moment coefficients increase are discussed. This analysis is based upon data from NASA Reports.

## KUCHARSKI K., FEDER A.

### The use of Doppler phenomenon for aircraft deviation angle and travel speed measurements

In this paper the examples of the use of Doppler phenomenon in navigation radar systems enabling measurements of aircraft deviation angle and travel speed without ground stations are presented. Two-beam radar with fixed — and variable aerial systems, most popular three-beam radar, four-beam radar and DISS-3P Doppler radar used in sovietic medium — and long range aircraft are described.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII LUTY 1973

# TECHNIKA 2

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

## ***Aktualne problemy polskiego lotnictwa***

17 i 18 listopada odbyła się w Warszawie II ogólnopolska konferencja naukowo-techniczna „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”, zorganizowana przez Sekcję Lotnicze Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

Pierwsza konferencja na ten temat, zorganizowana w 1967 r. w Poznaniu odbyła się w okresie trudnym dla lotnictwa — ze względu na tendencję likwidacji produkcji lotniczej i nie rozwijania komunikacji lotniczej. Wnioski z I konferencji wykazywały niesłuszność tych poglądów oraz wskazywały, że polski przemysł lotniczy od lat zajmuje pozycję drugiego po stoczniach eksportera w przemyśle maszynowym oraz, że istnieją poważne perspektywy zbytu wyrobów naszego przemysłu lotniczego. Niewątpliwie przekazanie wniosków czynnikom polityczno-państwowym przyczyniło się do prostowania poglądów na temat rzekomej nierentowności produkcji lotniczej.

Druga konferencja odbyła się w zupełnie zmienionych, sprzyjających dla lotnictwa warunkach — stworzonych przez decyzje nowego kierownictwa partyjno-rządowego. Został ustalony wieloletni plan rozwoju i działalności przemysłu lotniczego. Podpisana umowa ze Związkiem Radzieckim umożliwia szeroką współpracę naukowo-techniczną oraz zapewnia zbyt naszego sprzętu lotniczego na najbliższe dziesięciolecie. Powstał program rozwoju polskiej komunikacji lotniczej aż po rok 1990.

W tej sytuacji zadania II konferencji są odmienne od zadań I konferencji. Wytyczone są główne zadania i zapalone jest zielone światło dla lotnictwa, lecz to nie oznacza, iż wszystkie problemy zostały rozwiązane. Raczej problemów jest znacznie więcej, gdyż właśnie realizacja dużych zamierzeń stwarza konieczność rozwiązywania wciąż nowych problemów, niejednokrotnie trudnych do przewidzenia z góry. Dlatego celem konferencji było spojrzenie na lotnictwo jako cały system oraz podjęcie próby optymalizacji tego systemu. Wytyczone kierunki rozwoju lotnictwa uznane są przez fachowców lotniczych za słuszne. Lecz jak je najlepiej zrealizować? Dlatego na konferencji zebrali się przedstawiciele polskiego świata lotniczego, reprezentujący 1200 członków Sekcji Lotniczej SIMP i 500 członków Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK, by korzystając ze swego doświadczenia fachowego — szukać optymalnych rozwiązań zadań stojących przed nami.

Działalność przemysłu lotniczego jako całego systemu: począwszy od szkolnictwa zawodowego i kształcenia kadr inżynierskich, przez prognozowanie, planowanie, prace badawcze, projektowe i doświadczalne, konstrukcyjne, technologiczne, produkcję, a skończywszy na zbycie — musi być wciąż analizowana i ulepszana. Podobnie rozwój komunikacji lotniczej i usług lotniczych będzie tylko wtedy szybki, gdy wszystkie elementy systemu składającego się na przewozy lotnicze będą się harmonijnie rozwijały. Dlatego referaty na konferencji przede wszystkim pokazywały perspektywy, potrzeby i możliwości w poszczególnych działach produkcji lotniczej i przewozów lotniczych.

Ranga konferencji została podkreślona objęciem patronatu nad nią przez wicepremiera mgra inż. Franciszka Kaima oraz przez udział w jej obradach przedstawicieli Ministerstwa Przemysłu Maszynowego, Ministerstwa Komunikacji, Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta”, Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego i innych instytucji lotniczych.

Konferencja dała wiele rzeczowych uwag do programu rozwoju naszego lotnictwa i niewątpliwie przyczyni się do lepszej realizacji tego programu. Wnioski z konferencji zostały przedstawione zainteresowanym instytucjom oraz będą realizowane przez członków SIMP i SITK w ich zakładach pracy.



## POLSKA

● Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta” jako jedno z pierwszych w Polsce uzyskało status **Wielkiej Organizacji Gospodarczej** inicjując zmiany w metodach planowania i zarządzania. Przejście na nowy system wymagało przeszkolenia 1500 pracowników ze szczebla kierowniczego i ekonomicznego przedsiębiorstwa Zjednoczenia oraz 5000 pracowników niższych szczebli kierowniczych.

● W skład polskiego przemysłu lotniczego wchodzi: Instytut Lotnictwa w Warszawie oraz 19 przedsiębiorstw, w których 4 (w Mielcu, Rzeszowie, Świdniku i Bielsku-Białej) mają Ośrodki Badawczo-Rozwojowe, a 11 Zakłady Doświadczalne. Ponadto Zjednoczenie ma Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne „Delpor” oraz własne Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego „Pezetel”. Przemysł lotniczy i silnikowy ma 13 zasadniczych szkół zawodowych i 29 technikum, w których łącznie uczy się ponad 13 000 uczniów.

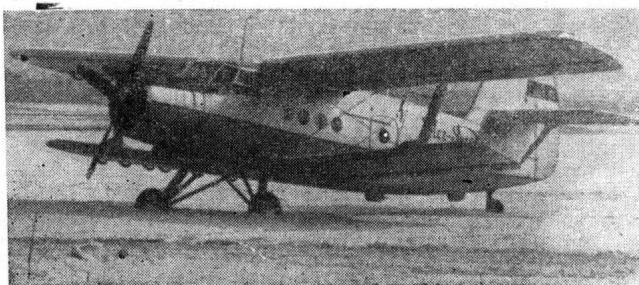
● Zakłady Szybowcowe Delta w Bielsku-Białej rozbudowują się. W bieżącej 5-lacie zostanie wybudowana nowa hala produkcyjna, która pozwoli na zwiększenie produkcji do 300 szybowców rocznie. Dużą część produkcji będą stanowić szybowce laminatowe. Rozwój Zakładów Szybowcowych niewątpliwie jest wynikiem sukcesów, jakie Jantar i Orion odniosły na Szybowcowych Mistrzostwach Świata we Vršac w 1972 r.

● W Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybownictwa przy Zakładach Szybowcowych Delta w Bielsku-Białej został opracowany nowy dwumiejscowy szybowiec wyczynowy pod kierunkiem inż. Władysława Okarmusa, twórcy Foki i Cobry.

● Polski przemysł zakupił do lotów służbowych samolot Jak-40 w wersji dyspozycyjnej. Samolot otrzymał znaki rejestracyjne SP-GAA i oryginalne malowanie biało-czerwone ze znakiem PZL na ustereżeniu pionowym.

● Lotnictwo sanitarne odkupiło w ub.r. 14 samolotów dwusilnikowych L-200 Morava od ZSRR oraz nabyło 13 samolotów jednosilnikowych Jak-12. Obecnie polskie lotnictwo sanitarne ma 87 samolotów.

● W końcu października ub.r. Polskie Linie Lotnicze LOT wynajętym samolotem transportowym An-12 przewiozły do Kairu zdemontowany samolot rolniczy PZL-101 Gawron. Z Kairu An-12 zabrał dalsze dwa Gawrony i wszystkie trzy zawiózł do Damaszku. Tam Gawrony zostały zaprezentowane na pokazach polskiego sprzętu agrolotniczego.



Samolot transportowy An-2 SP-ANC w służbie Jelcz-Service  
Fot. W. Mikoda



Polski szybowiec SZD-36A „Cobra 15” eksportowany do Czechosłowacji

● Nowa linia PLL LOT z Warszawy do Bagdadu przez Ateny została otwarta 16 grudnia ub.r. Loty odbywają się raz w tygodniu w sobotę. Linie tę obsługują samoloty Tu-134.

● Liczba samolotów używanych przez różne przedsiębiorstwa w Polsce stale rośnie. W ub.r. Przedsiębiorstwo Eksploatacji Rurociągu Naftowego „Przyjaźń” w Płocku nabyło samolot PZL-104 Wilga, a Przedsiębiorstwo Robót Termooizolacyjnych i Antykorozyjnych „Izokor” w Płocku zakupiło samolot Jak-12. Fabryka Maszyn Zniwnych w Płocku wypożyczyła samolot An-2 z WSK-Mielec na okres zniw, by szybciej dostarczać części zamienne do kombajnów. Fabryka Autobusów w Jelczu użytkuje samolot An-2.

● W jesieni ub.r. został zakończony pierwszy etap modernizacji lotnisk komunikacyjnych w Polsce. Modernizacja ta pozwala na wykonywanie lotów nocnych na 9 lotniskach krajowych. Oświetlenie systemu Calverta, zgodnie z wymaganiami międzynarodowymi otrzymało lotnisko w Rzeszowie. Gdańsk otrzyma odpowiednie wyposażenie dopiero po wybudowaniu nowego lotniska w Rębiechowie.

● 5-dniowe sympozjum dla naukowców krajów socjalistycznych, poświęcone medycynie i biologii kosmicznej, zorganizował w czerwcu ub.r. Komitet Polskiej Akademii Nauk do spraw Badań i Pokojowego Wykorzystania Przestrzeni Kosmicznej. W pierwszym rzędzie omówiono realizację programu „Interkosmos”.

● Polscy naukowcy biorą udział w międzynarodowym programie ISAGEX (International Satellite Geodesy Experiment), którego celem jest stworzenie za pomocą sztucznych satelitów sieci triangulacyjnej do ściślejszego określenia rozmiarów i kształtu Ziemi. Członkiem kierownictwa tego eksperymentu jest polska uczona doc. dr W. Dobaczewska z Instytutu Geofizyki PAN.

● Na łamach czasopisma PAN „Nauka Polska” prof. dr S. Piotrowski i dr J.

Zieliński podają powody, dla których nasz kraj powinien się angażować w kosztowne i trudne badania kosmiczne.

Wynika to przede wszystkim z:  
— konieczności gospodarczo-technicznej  
— potrzeby rozwoju nauk geofizycznych  
— potrzeby ogólnego rozwoju kadry naukowej.

Sztuczne satelity stały się standardowym narzędziem pracy w meteorologii, łączności, geodezji, nawigacji i Polska musi prędzej czy później z tego narzędzia pracy korzystać.



## AUSTRALIA

● Australijskie lotnictwo wojskowe RAAF wybrało jako tłokowy samolot szkolny — samolot AESL CT-4 Airtrainer (odmiana samolotu Airtourer konstrukcji polskiego inżyniera Henryka Millicera), rezygnując z konkurencyjnego samolotu włoskiego SIAI-Marchetti SF-260. Po przejściu prób kwalifikacyjnych zdecydowano, że Airtrainer ma mieć zmniejszone o 40—50% siły na drążku od lotek oraz założone listwy przeciwwkorkociągowe na krawędzi natarcia płata. Listwy te mają być zdejmowane np. do akrobacji. RAAF zamówił 37 samolotów Airtrainer. W następstwie tego zakupu lotnictwo wojskowe Syjamu zamówiło 25 Airtrainerów, których dostawy zaczną się w połowie 1973 r., a zakończą na początku 1974 r. Należy spodziewać się iż samolotem zainteresują się także Filipiny i Indonezja.



## BRAZYLIA

● Brazylijski przemysł lotniczy ma 4 instytuty: instytut techniczny ITA zatrudniający 100 inżynierów, instytut naukowy badawczo-rozwojowy IPD o 400 pracowników zatrudnionych w badaniach, instytut współpracy przemysłowej i instytut kosmiczny.

● Przemysł ma 3 wytwórnie. Wytwórnia EMBRAER (1000 pracowników, 200 inżynierów i techników) produkuje samoloty treningowe MB-326G, rolnicze EMB-200 Ipanema (zamówione 50 sztuk) i szybowce Urupema (zamówione 10 szt.). Wytwórnia Neiva (650 pracowników) zbudowała 240 samolotów Paulistinha i 120 Regente; w produkcji znajduje się szkolny Universal (zamówione 150 szt.). Wytwórnia Aerotec zatrudnia 200 osób i jest poddostawcą elementów dla EMBRAER.

● Wytwórnia EMBRAER zamierza uruchomić na licencji produkcję lekkich śmigłowców dla wojska. Przedmiotem zainteresowania są śmigłowce SA-341 Gazelle i Bell 206 Jet Ranger. W związku z tym zostały podjęte rozmowy z francuskim koncernem Aérospatiale oraz amerykańską wytwórnią Bell.

● Wytwórnia brazylijska EMBRAER przerwała pracę nad projektem 30-miejscowego turbośmigłowego samolotu transportowego skróconego startu EMB-500 Amazonas, a rozpoczęła rozmowy z argentyńską wojskową wytwórnią Area de Material Córdoba na temat współpracy przy wspólnym projekcie 40-miejscowego samolotu transportowego skróconego startu napędzanego czterema silnikami turbowentylatorowymi. Przewidywane jest początkowe zapotrzebowanie ocenione na 200 samolotów w Brazylii i Argentynie.



## CZECHOSŁOWACJA

● Słowackie przedsiębiorstwo lotnictwa gospodarczego **SLOV-AIR** użytkuje obecnie 140 samolotów i śmigłowców. Służą one do prac agrolotniczych, komunikacji lokalnej, lotów taksówkowych i sanitarnych, poszukiwań geologicznych oraz prac montażowo-budowlanych. Samoloty SLOV-AIR-u wykonują prace w Czechosłowacji oraz w Bułgarii, Egipcie, Jugosławii, NRD, Sudanie i na Węgrzech. SLOV-AIR używa m.in. samoloty Z-37 Čmelak, L-410 Turbolet, L-200 Morava i An-2 oraz śmigłowce Mi-1 i Mi-8. Na 1973 rok przewidziany jest zakup 5 rolniczych śmigłowców Ka-26 przeznaczonych do obsługi winnic i plantacji chmielu oraz zakup dalszych śmigłowców Mi-8 do prac montażowych. Do przeszło 2,5-krotnego wzrostu powierzchni obsługiwanego przez samoloty rolnicze w CSRS w 1975 r. w porównaniu z 1970 r. — liczba samolotów Z-37 Čmelak powinna wzrosnąć do 193.



## FRANCJA

● Francuski koncern lotniczy Aérospatiale utworzył wydział Aviation Générale, który będzie produkował samoloty szkolne, treningowe, łącznikowe, turystyczne, służbowe, gospodarcze i lokalnego transportu. W skład Aviation Générale wchodzi biuro projektowe w Paryżu, wytwórnia w Tarbes (dawna SOCATA) oraz wytwórnia w Saint-Nazaire. Prócz łokowych samolotów lekkich i skróconego startu — wytwórnia będzie budować samoloty Corvette.

● Wytwórnia Dassault otrzymała dotychczas zamówienia na 291 odrzutowych samolotów służbowych Falcon 20, z których dotychczas dostarczono ponad 200, głównie do USA.

● Wytwórnia Wassmer opracowuje laminatową odmianę szybowca WA-26 Squala klasy standard, oznaczoną WA-28.

● Wytwórnia CERVA (Siren-Wassmer) buduje prototyp dwumiejscowego laminatowego szybowca wyczynowego CERVA CE-75 z miejscami obok siebie. Doskonalszość szybowca ma wynosić 36, minimalne opadanie 0,59 m/s, a ciężar własny 304 kg — przy rozpiętości 18 m. Przewidywana jest także wersja o rozpiętości 20 m.



## HISZPANIA

● Rząd hiszpański planuje zakup 500 nowych śmigłowców w bieżącym dziesięcioleciu. Większość z nich przeznaczona jest dla wojska, a część dla instytucji cywilnych. Lotnictwo wojskowe interesuje się śmigłowcem Bell UH-1 Iroquois oraz lekkim śmigłowcem obserwacyjnym, którym ma być Bell OH-58 Kiowa bądź Hughes OH-6. Włoska wytwórnia Agusta produkująca śmigłowce Bell złożyła wraz z zachodniemieckim koncernem MBB propozycje zorganizowania w Hiszpanii montażu śmigłowców i produkcji niektórych elementów.



## INDIE

● Realizacja produkcji samolotów HS-748 budowanych z angielskiej licencji przez wytwórnię HAL w Kanpur została oceniona dość krytycznie. W ciągu 11 lat zbudowano 40 samolotów transportowych HS-748. Pierwszy HS-748 został zmontowany z angielskich części w 1961 r. Indian Airlines otrzymały 24 samoloty, a lotnictwo wojskowe 16. W 197 r. roczna produkcja wyniosła 9 samolotów. W 1973 r. Indian Airlines mają otrzymać 8 sztuk. Samolot HS-748 ma w gorącym klimacie Indii poważnie obniżone osiągi. Dlatego też linie lotnicze indyjskie użytkują go przy ciężarze całkowitym do 18 150 kg, zamiast 19 960 kg, co oznacza rezygnację z 18 pasażerów, lub 1800 kg paliwa (co powoduje zmniejszenie zasięgu o 1400 km).

● W wytwórni HAL zostały zbudowane dwie odmiany prototypu samolotu rolniczego HAL HA-31. Drugi prototyp jest poważnie zmieniony w stosunku do pierwszego. Samolot napędzany jest silnikiem Lycoming 400 KM. W latach 1974—75 planuje się wyprodukowanie 200 samolotów HA-31 dla lotnictwa rolniczego Indii.

● Utworzony w Indii w 1957 r. Centralny Zespół Lotniczy (Central Aviation Init) jest głównym przedsiębiorstwem agrolotniczym tego kraju. Zespół obecnie posiada 29 samolotów rolniczych i 32 śmigłowce.



## IRAN

● Zakupy samolotów lekkich przez Iran stale wzrastają. Lotnictwo wojskowe zakupiło 18 samolotów łokowych Beech Bonanza, które mają służyć jako szkolno-treningowe. Przewiduje się dalszy import samolotów jednosilnikowych i dwusilnikowych. Ostatnio rząd irański specjalnie interesuje się samolotami rolniczymi.



## NRD

● Lotnictwo rolnicze NRD ma w 1975 r. obsługiwać 3 mln ha; w 1970 r. zostało obsłużone 1,27 mln ha. Dla realizacji tak szybkiego wzrostu prac agrolotniczych liczba samolotów rolniczych w NRD do 1975 roku ma wzrosnąć do 300 sztuk, zamiast uprzednio przewidywanych 145 samolotów Z-37 Čmelak i 5 An-2.



## NRF

● Wytwórnie VFW-Fokker i MBB wraz z francuskim koncernem Aérospatiale zakończyły produkcję samolotu transportowego Transall C-160. Pierwszy prototyp był oblatany w 1963 r., a pierwszy egzemplarz serii informacyjnej w 1965 r. Dla NRF zbudowano 110 sztuk, dla Francji 50 sztuk, zaś dla Afryki Południowej 9. Łącznie wykonano 178 samolotów Transall. Warto zauważyć, że był to pierwszy samolot zaprojektowany i budowany w kooperacji międzynarodowej.

● Wytwórnia Dornier zbudowała od 1967 r. ponad 100 samolotów Do 28 D-2 Sky servant, z czego połowę dla wojska. Lotnictwo wojskowe NRF zamówiło 105 samolotów, a marynarka wojenna 20. Cztery samoloty są używane jako służbowe do przewozu ważnych osobistości. Miesięczna produkcja wynosi 6—8 samolotów.

● Wytwórnia Dornier we współpracy z wytwórniami VFW Fokker i MBB oraz z włoskim licencjodawcą Aeritalia (Fiat) zbudowała od 1958 r. 316 samolotów rozpoznawczo-szturmowych Fiat G-91.



## WŁOCHY

● Wytwórnia Aeritalia rozpoczęła budowę 44 samolotów transportowych Aeritalia (Fiat) G-222 na zamówienie włoskiego lotnictwa wojskowego. Pierwsze dostawy mają nastąpić na początku 1975 r. Koszt prac prototypowych nad samolotem wyniósł 36 mln dol.

● Wytwórnia SIAI-Marchetti opracowała wersję uzbrojonego łokowego samolotu szkolno-treningowego SF-260 oznaczoną SF-260 W Warrior. Samolot otrzymał celownik oraz zamki podskrzydłowe, pozwalające na zabranie 292 kg uzbrojenia, które stanowią pojemniki z karabinami maszynowymi, pociski rakietowe lub bomby. Ciężar całkowity samolotu wynosi 1360 kg, moc silnika 260 KM.



## USA

● Igor Sikorsky zmarł w wieku 83 lat. Był on twórcą pierwszych czterosilnikowych samolotów na świecie, z których najbardziej znany był Iłja Muromiec z 1913 r. zbudowany w serii 80 sztuk. W okresie międzywojennym Sikorsky propagował komunikację międzykontynentalną budując równocześnie pasażerskie łodzie latające dalekiego zasięgu. Drugim poważnym osiągnięciem Sikorsky'ego było zbudowanie w 1940 r. pierwszego na świecie w pełni sterownego śmigłowca i zapoczątkowanie produkcji śmigłowców.

● Silniki łokowe Teledyne-Continental Tiara (o poważnie udoskonalonej konstrukcji w stosunku do silników dotychczas produkowanych) przechodzą obecnie próby na prototypach kilku samolotów. Na prototypie samolotu rolniczego Piper PA-36 „Pawnee II” został zastosowany początkowo silnik Tiara 6-285 o mocy 285 KM a następnie Tiara 6-320 o mocy 320 KM. Silnik Tiara 6-285 napędza również prototyp francuskiego samolotu sportowego Robin HR-100-185. Wytwórnia Robin sprowadziła również silnik Tiara 6-320. W 1972 r. silniki Tiara weszły do produkcji seryjnej.



## ZSRR

● Na wystawie sprzętu rolniczego Sierchotiechnika — 72 w Moskwie zostało wystawione nowe urządzenie do rozpylania proszków z samolotu An-2. Urządzenie ma dwa duże wloty i płaskie przewody rurowe mocowane pod dolnym płatem samolotu. Szerokość smugi rozsypanych proszków wynosi 70 m.

## EUROPA

W 1972 r. liczba cywilnych śmigłowców wynosiła: w W. Brytanii 215 sztuk, w NRF — 140 szt., we Francji — 101 szt., w Szwecji — 34 szt., w Belgii — 7 szt. i w Portugalii — 4 szt. Są to głównie śmigłowce pasażerskie lub należące do instytucji. Liczba śmigłowców prywatnych jest bardzo mała, np. w W. Brytanii — 70, w NRF — 20, we Francji — 10.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

# Prognozy rozwoju produkcji samolotów lekkich

Przewiduje się, że w bieżącym dziesięcioleciu będzie wzrastać liczba samolotów lekkich produkowanych rocznie, tak że w roku 1980 będzie ich około 240 000 sztuk na świecie. W artykule omówiono wszystkie rodzaje samolotów lekkich obecnie eksploatowanych oraz obecnie produkowanych, podając równocześnie przewidywane zwiększenie ich produkcji.

## Liczba samolotów lekkich na świecie

W roku 1970 na całym świecie było zarejestrowanych ponad 150 tys. cywilnych samolotów lekkich, tj. o ciężarze w locie do 5700 kG (z pominięciem samolotów używanych do regularnej komunikacji lotniczej). Rzeczywista liczba samolotów w użyciu była o około 15% mniejsza, gdyż w przybliżeniu tyle należy odliczyć na samoloty nie użytkowane z powodu uszkodzeń, remontów czy oczekiwania na kasację. Na Zachodzie najwięcej samolotów lekkich jest w USA (ok. 130 tys. szt.), następnie po 3—5 tys. we Francji, W. Brytanii, NRF i Kanadzie, a po 1—2 tys. sztuk w pozostałych zamożniejszych większych krajach.

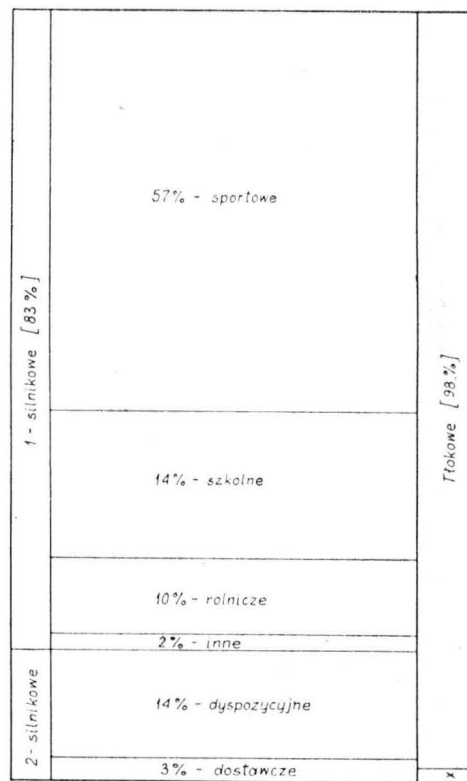
Prognozy przewidują, że w bieżącym dziesięcioleciu roczny przyrost liczby samolotów lekkich wzrośnie z 8 do 14 tys. sztuk. Ma to dać w całym dziesięcioleciu wzrost liczby samolotów o około 85 tys. sztuk. Całkowita liczba samolotów lekkich na świecie ma w 1980 r. wynosić około 240 tys. sztuk, czyli przeszło 1,5 raza obecnej ich liczby.

## Rodzaje samolotów lekkich w użyciu

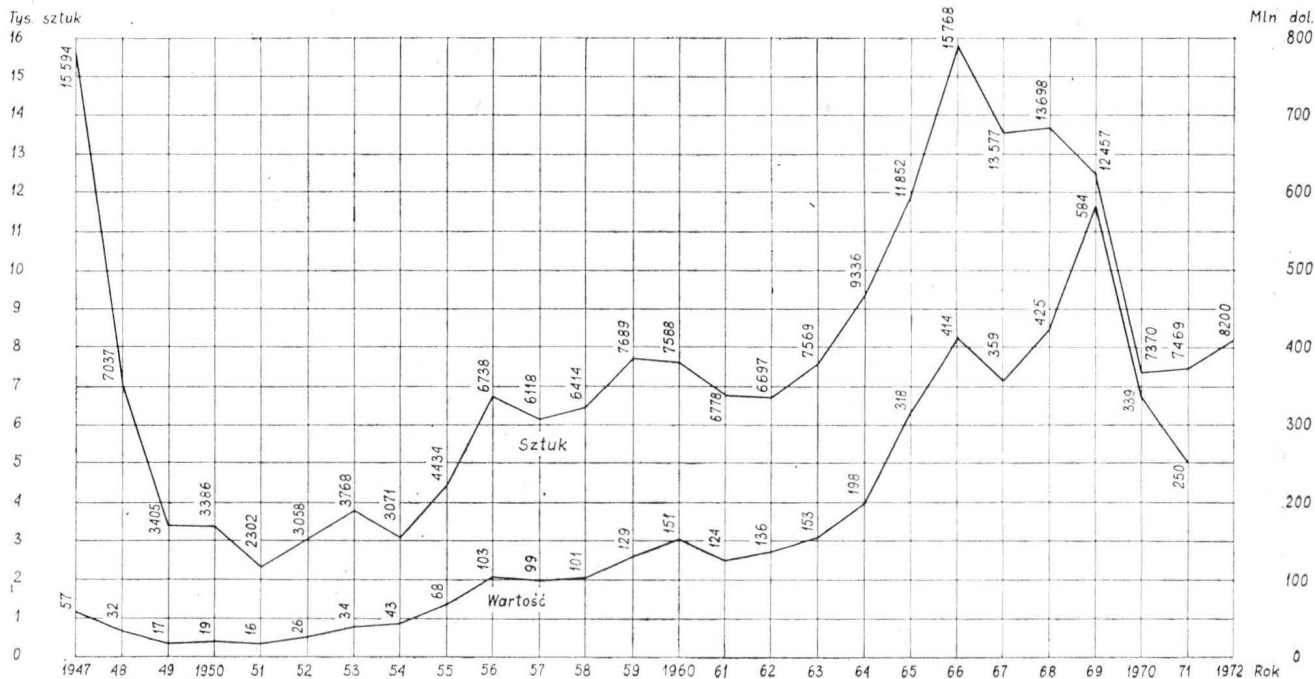
Współcześnie podział samolotów lekkich wg przeznaczenia przedstawia się następująco:

- samoloty szkolne — 14%
- samoloty sportowe — 57%
- samoloty rolnicze — 10%

1. Rodzaje samolotów lekkich



x - turbinowe



2. Produkcja samolotów lekkich w USA 1947—1972



### Prognozy rozwoju...

- samoloty służbowe (dyspozycyjne) — 14%
- samoloty małego transportu (dostawcze, itp) — 3%
- samoloty wielozadaniowe, sanitarne i inne — 2%

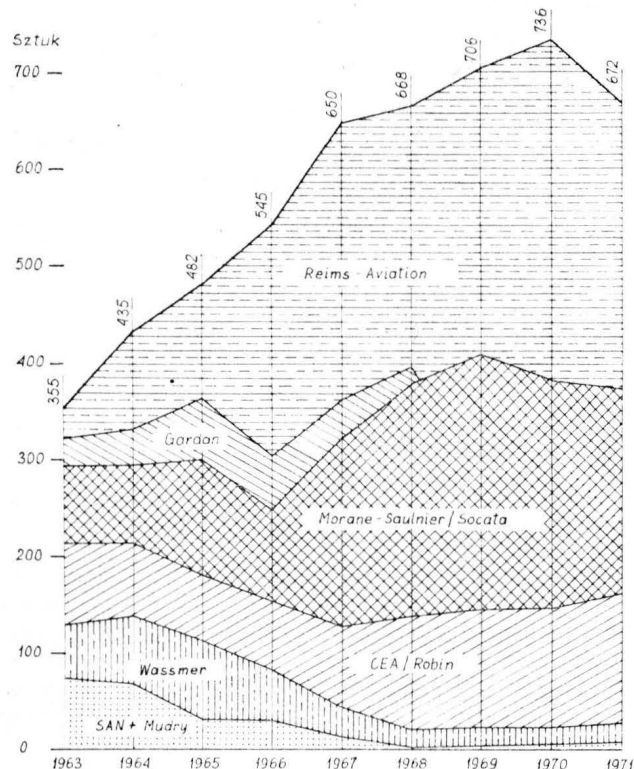
Aż 83% to samoloty jednosilnikowe, a 17% to dwusilnikowe. Obecnie 98% samolotów lekkich napędzanych jest silnikami tłokowymi, a tylko 2% jest wyposażone w silniki turbinowe. Samoloty służbowe są napędzane silnikami tłokowymi, turboodrzutowymi lub turbośmigłowymi. Samoloty dostawcze mają napęd tłokowy lub turbośmigłowy. Przewiduje się, że w najbliższym dziesięcioleciu liczba samolotów tłokowych wzrośnie o ponad 80 tys. sztuk i będą one stanowić nadal zdecydowaną większość samolotów lekkich, gdyż 96%. Liczba samolotów z napędem turbinowym ma wzrosnąć do 8 tys. sztuk, czyli do 4%.

### Produkcja samolotów lekkich

W latach 1960—1970 na świecie budowano średnio 10—12 tys. samolotów lekkich rocznie, w tym w latach 1966—68 przekraczała ona 15 tys. sztuk rocznie. Głównym producentem samolotów lekkich jest USA, gdzie buduje się 8—10 tys. samolotów rocznie. Największymi wytwórniami są: Cessna (4—6 tys. szt. rocznie), Piper (2—4 tys. szt. rocznie) i Beech (1 tys. szt. rocznie). Następne miejsce zajmuje Francja (około 700 szt. rocznie) a po niej Polska. Produkcja W. Brytanii, Kanady, NRF, Czechosłowacji, Włoch, Szwecji, Japonii, i Nw. Zelandii jest rzędu po 100 sztuk rocznie. Prognozy przewidują wzrost produkcji w bieżącym dziesięcioleciu z 10 do 18 tys. szt. rocznie.

### Rodzaje samolotów lekkich w produkcji

**Samoloty szkolne** — jednosilnikowe, 2-miejscowe z silnikiem tłokowym o mocy 100—160 KM. Z reguły stosowany jest układ miejsc obok siebie oraz stałe



3. Produkcja samolotów lekkich we Francji



4. Szkolno-sportowy samolot Cessna 150



5. Francuski samolot sportowy Rallye



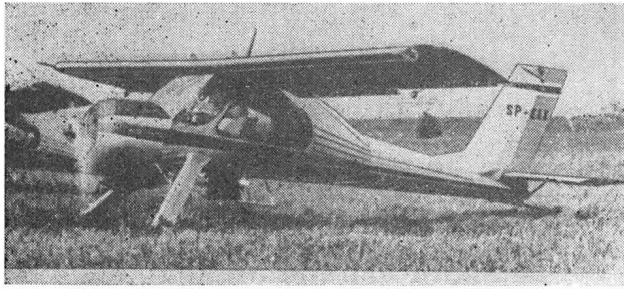
6. Dwusilnikowy samolot służbowy Cessna 401

podwozie. Przeważnie śmigło jest stałe, nieprzełączalne. Samoloty te używane są przez szkoły pilotażu i aerokluby. Od paru lat wzrasta zainteresowanie lotnictwa wojskowego tymi samolotami w związku z powracaniem do wstępnego szkolenia na samolotach tłokowych. W związku z rosnącymi w ostatnich latach wymaganiami stawianymi samolotom szkolno-treningowym istnieją tendencje do stosowania silników o większej mocy, tj. rzędu 180—200 KM. Natomiast mniej zamożne aerokluby najwyżej cenią samoloty o mocy 140 KM ze względu na mniejszy koszt paliwa.

Roczna produkcja samolotów szkolnych przekracza 600 sztuk. Należy przewidywać, iż produkcja tych samolotów będzie powoli wzrastać w najbliższych latach. Do najlepszych i najpopularniejszych konstrukcji w tej grupie zaliczane są: Bulldog, Piper Cherokee 140 (zbudowano 6000 szt.), Beech Musquetteer Sport (zbudowano 2500 szt.), Airtourer, Cessna 150 i Cessna T-41. Zbliżony do nich jest Zlin Z-42, wprowadzony ostatnio do produkcji.

**Samoloty sportowe**, aeroklubowe i prywatne, to 1—6-miejscowe samoloty jednosilnikowe z silnikiem tłokowym o mocy 100—280 KM. Samoloty jednomiejscowe są bądź konstrukcjami amatorskimi, bądź pierwszymi samolotami kupowanymi przez nowych adeptów latania. Najwięcej jest samolotów 2, 3 i 4-

## Prognozy rozwoju...



7. Wielozadaniowy samolot Wilga 35

-miejscowych. Samoloty 5-6-miejscowe są bardziej luksusowe, mają bogatsze wyposażenie radionawigacyjne oraz często chowane podwozie. Samoloty sportowe jest to najliczniejsza grupa samolotów na świecie. Roczna ich produkcja wynosi 4—8 tys. sztuk, w zależności od ogólnej koniunktury gospodarczej. Większość samolotów sportowych spełnia dziś podobną rolę jak samochody osobowe. Stąd we wszystkich krajach, które osiągnęły już wysoki poziom zaможności społeczeństwa — następuje szybki wzrost zakupów samolotów sportowych. Należy spodziewać się, że we wszystkich krajach za około 15 lat samoloty sportowe będą niemal tak popularne jak dziś samochody osobowe.

Wśród samolotów sportowych spotykamy często samoloty, które są również produkowane w wersji szkolnej. Różni je zwykle wyposażenie i liczba sterownic. Samolotów akrobacyjnych nie omawiamy, gdyż stanowią tylko ułamek procenta wszystkich samolotów lekkich. Do najpowszechniej stosowanych na świecie samolotów sportowych należą: Cessna 150 (zbudowano 15 289 szt.), Cessna 172 (zbudowano 17 271 szt.), Piper Cherokee 180 (zbudowano 2000 szt.), Beech Bonanza (zbudowano 9000 szt.), i Rallye (zbudowano 1750 szt.).

**Samoloty rolnicze lekkie**, czyli o ładunku chemicznym 200—1000 kG, to samoloty jednosilnikowe, z silnikiem 235—600 KM. Są to najczęściej dolnopłaty, następnie dwupłaty. W 1947 r. na świecie było 200 lekkich samolotów rolniczych, dziś ich jest 8—9 tys. sztuk. Roczna ich produkcja wynosi 500—600 sztuk. Do najbardziej rozpowszechnionych należą samoloty: Piper Pawnee (zbudowano 4173 szt.), Cessna Agwagon (zbudowano 828 szt.) i Grumman AgCat, następnie Gawron i Ćmelak.

**Samoloty rolnicze ciężkie** o ładunku chemicznym powyżej 1000 kG — to samoloty jednosilnikowe o mocy 600—1000 KM. Nikły dotychczas ich procent stanowią samoloty z napędem turbośmigłowym. Samoloty rolnicze ciężkie przeważnie są dwupłatami. Produkcja roczna wynosi około 500 sztuk. Głównym ich przedstawicielem jest An-2.

**Samoloty dyspozycyjne (służbowe)** — są to 4—14-miejscowe samoloty dwusilnikowe. Sporą ich część stanowią samoloty prywatne, lecz jednak przede wszystkim są to samoloty służbowe przedsiębiorstw i instytucji. Obecnie 80% tych samolotów napędzana jest silnikami tłokowymi o mocy 180—400 KM, często z turbosprężarkami dla uzyskania dużej prędkości przelotowej na większej wysokości lotu. Około 10% stanowią samoloty z napędem turbośmigłowym. Częstokroć są to ulepszone odmiany samolotów tłokowych. Samoloty odrzutowe, stanowiące 10% samolo-

tów służbowych — mają przeważnie układ Caravelli. Stosowanie w danym kraju samolotów turbinowych bądź tłokowych, zależy w dużym stopniu od stosunku ceny benzyny do ceny ropy lotniczej; proporcja ta w każdym kraju układa się inaczej.

Produkcja roczna samolotów służbowych wynosi około 2000 szt., a w najbliższym dziesięcioleciu ma wzrosnąć do 3000 szt. Przewiduje się, że w najbliższym dziesięcioleciu udział samolotów z napędem tłokowym w tej kategorii samolotów spadnie z 80% do 50%, lecz w wyniku wzrostu produkcji — liczba budowanych samolotów tłokowych zmniejszy się zaledwie o kilka procent. Natomiast nastąpi znaczny wzrost produkcji samolotów z napędem turbinowym.

Przedstawicielami samolotów służbowych z napędem tłokowym mogą być samoloty Cessna 210 (zbudowano 2800 szt.), Cessna 310 (zbudowano 3150 szt.), Piper Aztec, Beech Baron, z napędem turbośmigłowym Beech King Air czy Turbo Commander, a z napędem odrzutowym Cessna Citation.

**Samoloty małego transportu** (dostawcze itp.) — są to jedno- lub dwusilnikowe samoloty 8—15-miejscowe lub towarowe o ładunku płatnym 800—1800 kG. Mają one przeważnie układ górnopłata ze stałym podwoziem. Obecnie 60% samolotów tej kategorii ma napęd tłokowy, zaś 40% — turbośmigłowy. Roczna produkcja tych samolotów jest rzędu 150—200 sztuk, a do końca bieżącego dziesięciolecia ma przekroczyć 300 sztuk. Liczba samolotów jednosilnikowych zmniejsza się na rzecz dwusilnikowych.

Spośród samolotów tej grupy najbardziej znane są jednosilnikowe tłokowe An-2 i Pilatus Porter (zbudowano 100 szt.) oraz turbośmigłowe Turbo-Porter i Turbo-Beaver, a spośród dwusilnikowych tłokowe Islander (zbudowano 350 szt.) i Dornier Skyservant (zbudowano 100 szt.) oraz turbośmigłowe Twin Otter (zbudowano 360 szt.).

**Samoloty wielozadaniowe lekkie** — to jednosilnikowe górnopłaty, głównie 4-miejscowe, służące jako aeroklubowe do holu szybowców i do skoków spadochronowych, sanitarne oraz łącznikowe. Wymagane są od nich dobre własności krótkiego startu i lądowania. Moc ich tłokowego silnika wynosi 180—380 KM. Są one bardzo zbliżone do samolotów sportowych. Roczna ich produkcja wynosi 400—500 sztuk i wykazuje tendencję wzrostu. Reprezentantami tej grupy są: PZL-104 Wilga, Cessna 180 i 182, Aerfer-Aermacchi AM-3, SAAB MFI-17 czy Partenavia Oscar.

**U w a g a.** Dla uproszczenia powyższego podziału lekkie samoloty wielozadaniowe wydzielono ze sportowych, zaś ciężkie wielozadaniowe włączono do samolotów małego transportu. Ponadto dwusilnikowe samoloty sportowe i sanitarne włączono do służbowych.

## Konstrukcja samolotów lekkich

Obecnie samoloty lekkie mają z reguły całkowicie metalową konstrukcję półskorupową. Już tylko nieliczne samoloty o konstrukcji mieszanej (kadłub spawany, skrzydła drewniane) czy drewnianej są jeszcze w produkcji. Natomiast konstrukcja drewniana i mieszana jest domeną konstruktorów amatorów. Choć wykonano kilka prób budowy samolotów lekkich z laminatów szklanych — tylko jeden samolot laminatowy wszedł do produkcji, jest to Wassmer 51.

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

*W artykule omówiono nowe, ciekawe rozwiązania konstrukcyjne samolotów i śmigłowców ekspozycyjnych na wystawie w Farnborough.*

## Ciekawe

# rozwiązania konstrukcyjne w Farnborough-Europe 72

### Dokończenie

Samolot Fokker F-28 Fellowship jest powszechnie znany, ale pewien szczegół jego konstrukcji wydaje się interesujący. Chodzi o bardzo ciekawe rozwiązanie uszczelniania wycięć, w których poruszają się elementy mechanizmu prowadzącego klapę. Wycięcia te są uszczelnione „szczotką” z grubych żyłek z tworzywa sztucznego — resztę wyjaśnia zdjęcie.

Nowym samolotem komunikacyjnym przedstawionym w Farnborough był Lockheed L-1011 Tristar.

Samolot ten — dzięki silnikom Rolls Royce'a RB 211 — jest niezwykle cichy, hałas jest od 4 do 12 dB mniejszy od wymagań FAA i wynosi przy starcie około 97 dB — podczas gdy większość współczesnych samolotów długodystansowych — nawet mniejszych od L 1011 wytwarza hałas 110—115 dB.

Zmniejszenie hałasu osiągnięto przez stosunkowo duży stosunek dwuprzepływowości (5:1), aerodynamiczną poprawność wlotu, staranne opracowanie łopatek turbin oraz znaczne ilości izolacji akustycznych użytych do wyłożenia ścianek niektórych części silnika.

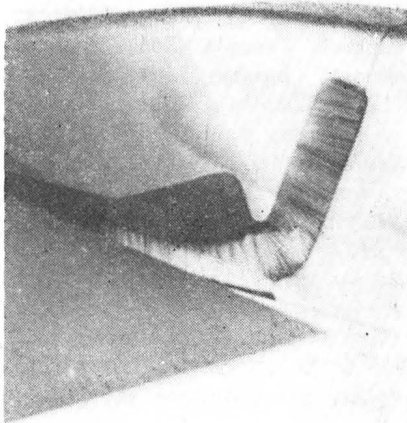
Troska o ochronę środowiska (ale także i o bezpieczeństwo lotów) znalazła odbicie w takim zaprojektowaniu kształtów komór spalania silnika, które zmniejsza dymienie — przez dokładniejsze wymieszanie paliwa z powietrzem i dokładnie doprowadzone do końca spalanie.

Śmigłowce są — jak wspomniano na wstępie — także dziedziną współpracy brytyjsko-francuskiej. Od czasu nawiązania porozumienia o współpracy (w 1967 r.)

wytwórnie Westland i Aerospatiale produkują wspólnie trzy typy śmigłowców: Puma, Lynx i Gazelle.

Puma — o ciężarze około 6700 kG jest śmigłowcem wsparcia taktycznego, przewozi do 20 żołnierzy albo ok. 1600 kG ładunku. Z takim ładunkiem promień działania wynosi 210 km. Może też przewozić ładunek o ciężarze 2300 kG na haku zewnętrznym — na odległość do 50 km. Śmigłowiec jest napędzany dwoma silnikami Turbomeca Turmo IVb o mocy startowej 1328 KM.

Lynx — jest najnowszym śmigłowcem firm Westland—Aerospatiale. Ciężar w locie wynosi około 4000 kG, prędkość przelotowa do 300 km/h, ładunek — 10 żołnierzy z uzbrojeniem albo 1500 kG (na zewnętrznym haku — do 1361 kG).



1. Nylonowa „szczotka” uszczelnia wycięć w F-28



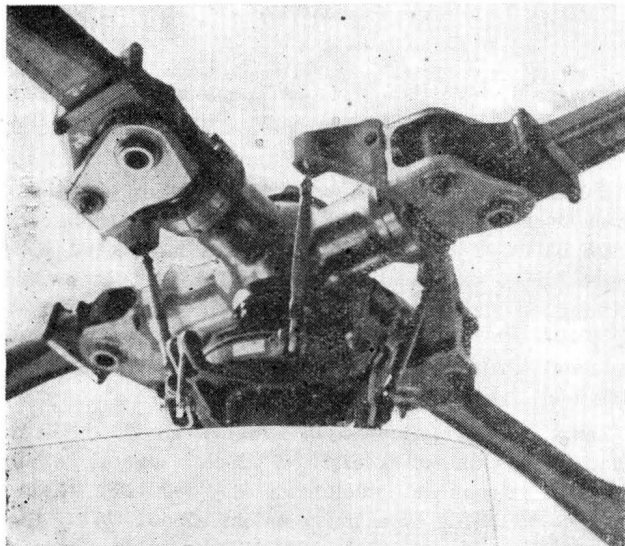
8. Zespół wirnika tylnego Lynxa

## Ciekawe konstrukcje...

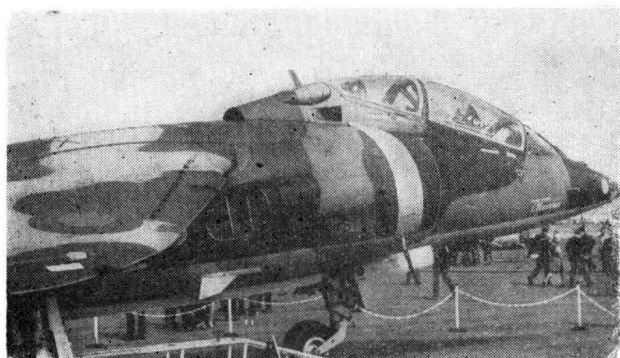
Śmigłowiec zdobył dwa rekordy świata — na odcinku prostym 15—25 km — 321,74 km/h oraz na trasie zamkniętej o obwodzie 100 km — 318,5 km/h, co jest wspomniane w każdym jego prospekcie. Ciekawym rozwiązaniem jest wirnik półsztywny, którego cała głowica jest wykonana z tytanu.

Dzięki wyjątkowo dobrym własnościom pilotażowym śmigłowiec wykonuje bezcki — co czynił zresztą jako jedyny na pokazach w Farnborough.

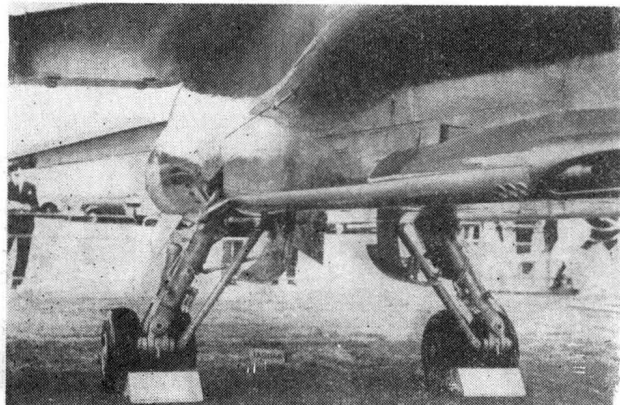
Napęd stanowią dwa silniki Rolls-Royce BS 360 o mocy maksymalnej 900 KM każdy.



9. Szczegóły wirnika nośnego BO 105



10. Hawker Siddeley Harrier wersja dwumiejscowa — turbulizatory, występy i grzebienie na skrzydle



11. Płaski spód i interesujące podwozie Jaguara

Przekładnia jednostopniowa o wyjątkowo dużym przełożeniu, jak na to rozwiązanie, ma koła zębata o użębieniu Nowikowa (umożliwiającym właśnie uzyskanie owego dużego przełożenia w jednym stopniu). Rozmiary przekładni są bardzo małe — mieści się ona całkowicie nad sufitem kabiny.

Gazelle jest jedynym śmigłowcem jednosilnikowym firm Westland-Aerospatiale. Śmigłowiec jest wyposażony w silnik Astazou III, osiąga maksymalną prędkość około 250 km/h i przewozi 4 pasażerów na odległość do 650 km.

Bardzo interesującym pod względem właściwości pilotażowych okazał się 5-miejscowy śmigłowiec Bo-105 firmy Messerschmitt — Bölkow — Blohm.

Ten jedyny na Zachodzie dwusilnikowy śmigłowiec lekki wyposażony jest w bezprzegubowy wirnik (szczegóły na zdjęciu), co pozwala mu na bardzo szybkie manewry, a także na stateczne utrzymywanie się w położeniu przechylonym na jednej płozie opartej o ziemię, przy czym przechył jest tak znaczny, że wirnik jest wówczas blisko ziemi. Śmigłowiec jest napędzany przez silnik Allison 250-C20 o mocy startowej 400 KM, osiąga prędkość przelotową do 236 km/h, zaś jego ładunek użyteczny wynosi do 1200 kg.

Śśród samolotów wojskowych najciekawsze były: startujący i lądujący pionowo Hawker — Siddeley Harrier oraz francusko-angielski Jaguar.

Harrier, wyposażony w silnik Bristol Pegasus o zmiennym kierunku ciągu — jest samolotem bliskiego wsparcia i rozpoznawczym, a może być także bazowany na jednostkach pływających. Samolot osiąga prędkość odpowiadającą liczbie  $Ma = 1,25$  (w locie nurkowym). Jako ciekawostkę można przypomnieć, że jest posiadaczem absolutnego rekordu świata w przelocie pomiędzy Londynem a Nowym Jorkiem (5 h 57' od centrum do centrum, z tankowaniem po drodze w powietrzu). Zdjęcie przedstawia szczegóły konstrukcji.

Jaguar — budowany przez British Aircraft Corporation oraz Avions Marcel Dassault Breguet Aviation znajduje się jeszcze w stadium badań. Siedem samolotów serii informacyjnej przechodzi próby w locie, zaś osiem prototypów wykonało około 1900 lotów. Samolot zabiera uzbrojenie o ciężarze do 4500 kg. Istnieje też wersja dwumiejscowa do treningu operacyjnego.

Szczegóły konstrukcyjne Jaguara — podwozie oraz mocowanie uzbrojenia — pokazuje zdjęcie.

Projektami — a właściwie samolotami w budowie, o których wiele informacji można było uzyskać w Farnborough, były europejski aerobus A300B oraz samolot bliskiego wsparcia Panavia. A300B jest budowany przez przemysł lotniczy Francji, NRF. W. Brytanii, Holandii i Hiszpanii. Montaż końcowy wykonywany jest w Tuluzie, prototyp jest przygotowywany do pierwszych lotów.

Panavia jest budowana przez przemysł lotniczy NRF, Włoch i W. Brytanii, utworzono firmę Panavia Aircraft GmbH, do której wkład wniosły BAC — 42,5%, MBB — 42,5% i Aeritalia — 15%.

Silnik do tego samolotu — RB 199 — budowany jest przez Turbo Union Ltd., uformowane przez Rolls Royce'a (40%), MTU (40%) i FIAT-a (20%). Pierwsze loty prototypów przewidywane są w końcu 1973 r.

# Statecznik poziomy samolotu IŁ-62

Konstrukcja usterzenia poziomego samolotu IŁ-62 wydaje się być ciekawym przykładem rozwiązania konstrukcyjnego tego elementu. Zastosowanie przedstawianego w locie statecznika wysokości wywołało potrzebę interesującego ukształtowania węzłów mocowania tego statecznika, przy czym warto zwrócić uwagę na stosowane zabezpieczenia zarówno w elementach mocujących statecznik, jak i w mechanizmie przestawiania statecznika oraz na sygnalizację położenia statecznika.

Dla lepszego zobrazowania skali zagadnienia, kilka danych geometrycznych usterzenia wysokości oraz elementów związanych funkcjonalnie z tym usterzeniem:

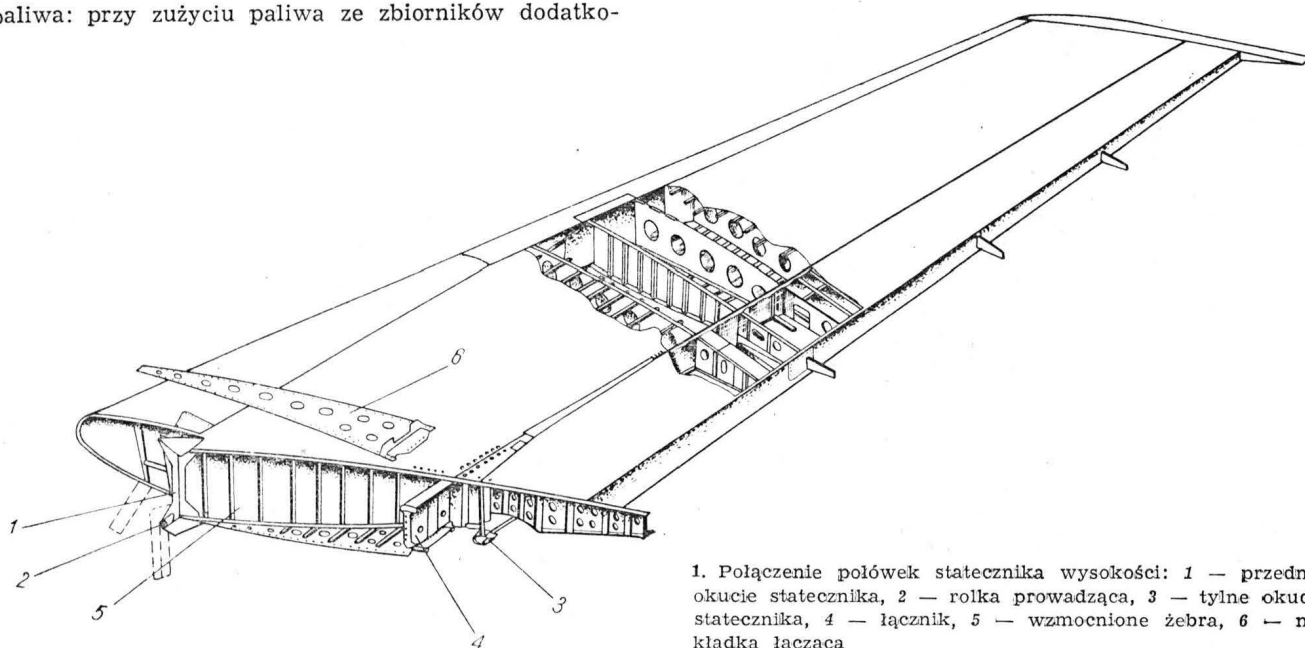
- powierzchnia usterzenia wysokości 40 m<sup>2</sup>
- powierzchnia sterów wysokości 8,1 m<sup>2</sup>
- rozpiętość usterzenia wysokości 12,23 m
- kąt przestawiania statecznika 0°—9°
- kąty wychylenia steru wysokości:
  - przy stateczniku ustawionym na 0° +26°10'—14°40'
  - przy stateczniku ustawionym na —9° +25°50'—16°40'
- średnia cięciwa aerodynamiczna samolotu 7,555 m
- skrajne położenia środka ciężkości samolotu —27—34% SCA

Projektując samolot pasażerski dalekiego zasięgu starano się usunąć źródła dodatkowych oporów szkodliwych, a jednym z nich był opór usterzenia wysokości z wychylnym sterem. Zasięg samolotu IŁ-62 wynosi 9200 km (z jednogodzinnym zapasem aeronawigacyjnym) przy prędkości przelotowej 850—900 km/h, a więc gra warta była świeczki. Dodać należy, że niezależnie od różnic wyważenia, wywoływanych różnym załadowaniem samolotu, wyważenie zmienia się dość znacznie w czasie lotu z powodu zużywania paliwa: przy zużyciu paliwa ze zbiorników dodatko-

wych środków ciężkości przesuwa się o około 5% SCA do przodu, a przy zużyciu paliwa ze zbiorników podstawowych środków ciężkości przesuwa się o około 2% SCA do tyłu.

Założono więc, że w ustalonych stanach lotu wychylenie steru wysokości nie będzie przekraczać  $\pm 3^\circ$ , zaś potrzebną do wyważenia samolotu siłę aerodynamiczną uzyskano przez zmianę kąta zaklinowania całego usterzenia wysokości. Dla praktycznej realizacji zastosowano specjalny układ elektryczny. Powoduje on, przy wychyleniach steru wysokości, przekraczających  $\pm 3^\circ$  zapalenie się na tablicy przyrządów żółtej lampki sygnalizacyjnej, której wyłączniki krańcowe umieszczone są za tablicą przyrządów. Oprócz tego, dla sprawdzenia położenia steru wysokości, na poziomej rurze sterownicy ręcznej jest namalowany biały pierścień, a na tablicy przyrządów zamocowana jest wskazówka. W zakresie wychyleń steru wysokości  $\pm 3^\circ$  wskazówka ta znajduje się na białym polu pierścienia.

Ponieważ startować należy ze statecznikiem wychylnym na  $-9^\circ$ , zastosowano sygnalizację wskazującą na ziemi potrzebę skorygowania kąta statecznika. Jest to czerwona tabliczka z napisem „sprawdź kąt statecznika”, umieszczona na tablicy wyłączników elektrycznych pilota, która świeci się przy stateczniku zaklinowanym na kąt od  $0^\circ$  do  $-5^\circ$ , gdy samolot stoi na ziemi (przy ugiętych amortyzatorach podwozia włączony jest wyłącznik na przedniej goleni). Położenie statecznika wysokości kontrolowane jest za pomocą wskaźnika, umieszczonego na tablicy przyrządów. Wskaźnik ten ma podwójną wskazówkę: normalnie wskazówki te pokrywają się, natomiast w przypadku



1. Połączenie połówek statecznika wysokości: 1 — przednie okucie statecznika, 2 — rolka prowadząca, 3 — tylne okucie statecznika, 4 — łącznik, 5 — wzmacnione żebra, 6 — nakładka łącząca

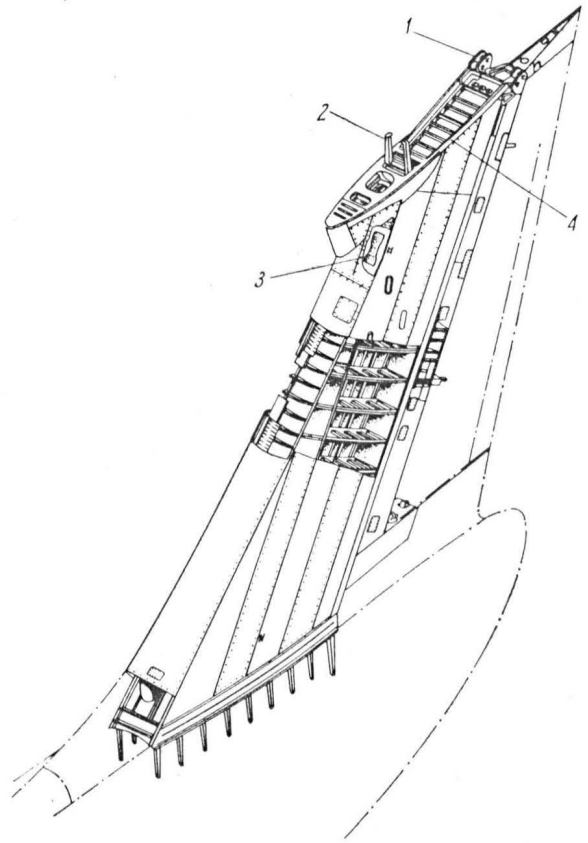
### Statecznik poziomy...

awarii jednego z dwóch silników mechanizmu napędu przestawiania statecznika wysokości — jedna z wskaźówek pozostaje w tyle.

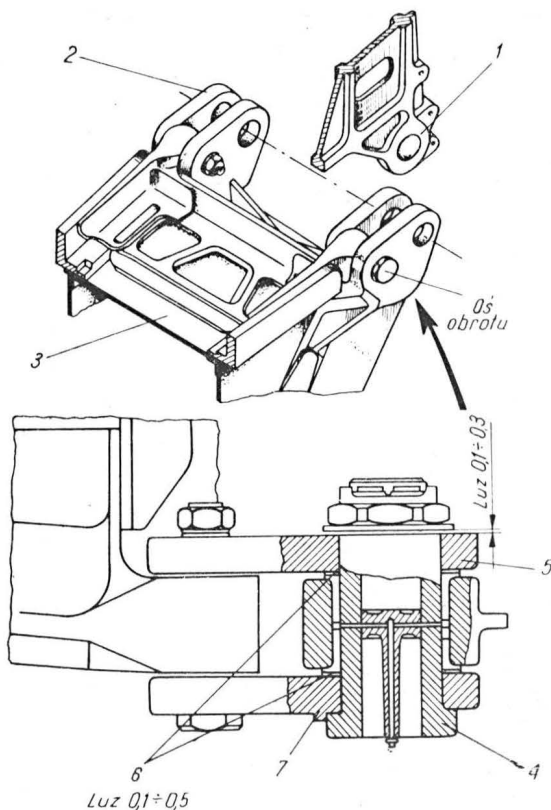
Statecznik wysokości zbudowany jest z dwóch połówek, połączonych ze sobą na stałe. Część przenosząca obciążenie — keson statecznika, tworzą dwa dźwigary i pokrycie między nimi. Do kesonu przy-mocowane są: nosek statecznika z elementami ogrzewania, część tylna statecznika z okuciami zawieszenia steru wysokości i owiewka zakończenia.

Trójkątny węzeł mocowania statecznika wysokości (rys. 1) utworzony jest przez dwa wzmocnione środkowe żebra, frezowane z odkuwki ze stopu aluminium i łącznik również frezowany z takiej odkuwki. W przedniej części tego trójkąta zamocowane jest dwudzielne stalowe okucie do podnośnika śrubowego oraz obejma z dwiema stalowymi rolkami, prowadzącymi statecznik wysokości w wysięgnikach statecznika pionowego. W tylnych rogach trójkąta zamocowane są dwa stalowe ucha, obrotowo mocujące statecznik wysokości na stateczniku pionowym. W otwory ucha wciśnięte są brązowe tuleje łożyska ślizgowego (rys. 2). Dwa o dużej średnicy sworznie łączące statecznik wysokości ze statecznikiem pionowym wykonane są ze stali i mocno wydrążone. Konstrukcyjnie zakłada się luz boczny w okuciach od 0,1 do 0,5 mm.

Statecznik pionowy zamknięty jest od góry wzmocnionym żebrzem (rys. 3) frezowanym ze stopu aluminium, które połączone jest sworzniami z zamontowanym na tylnym dźwigarze statecznika pionowego stalowym okuciem mocowania statecznika wysokości. Przedni dźwigar statecznika pionowego, w którego



3. Statecznik pionowy z okuciami mocowania statecznika wysokości: 1 — tylne okucie mocowania statecznika wysokości, 2 — prowadnice rolek statecznika wysokości, 3 — wspornik mocowania podnośnika, 4 — górne wzmocnione żebro statecznika pionowego



2. Tylne okucie mocowania statecznika wysokości: 1 — ucho okucia na stateczniku wysokości, 2 — ucha okucia na stateczniku pionowym, 3 — górne wzmocnione żebro statecznika pionowego, 4 — sworznie mocujący, 5 — tuleje ślizgowe, 6 — podkładki regulacyjne, 7 — występ zabezpieczający sworznie (4) przed obracaniem (luzy w mm)

górnej części znajduje się wspornik mocujący mechanizm przestawiania statecznika poziomego, zakończony jest stalowym okuciem z dwoma wysięgnikami. Wewnątrz tych wysięgników zamocowane są stalowe polerowane płytki, po których toczą się rolki prowadzące statecznika wysokości, ograniczające jego przesunięcia boczne. W połączeniu tym przewidziany jest konstrukcyjnie sumaryczny luz boczny około 0,3 mm.

Na lewym wysięgniku zamocowana jest skala (w stopniach), a na okuciu statecznika poziomego ustawiona jest strzałka, służąca dla sprawdzenia położenia i regulacji statecznika poziomego. Dostęp do tej skali umożliwia wziernik w owiewce stateczników. Całość połączenia stateczników przykryta jest owiewką, zamocowaną do statecznika wysokości. Przednia i tylna część owiewki, wykonane z laminatu szklanego mieszczą aparaturę radio-nawigacyjną.

Przy przestawianiu statecznika wysokości dolna krawędź owiewki przysłania namalowaną na stateczniku kierunku skali, wskazując kąt zaklinowania statecznika.

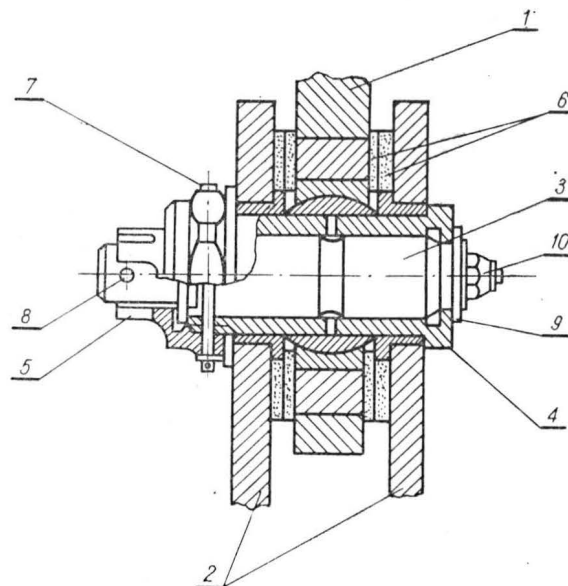
Statecznik wysokości przestawiany jest w locie, w zakresie od  $0^\circ$  do  $-9^\circ$  za pomocą podnośnika śrubowego o skoku 350 mm (rys. 4). Czas przejścia od jednego skrajnego położenia do drugiego wynosi około 30 sekund.

Śruba podnośnika z dwukrotnym, samohamownym gwintem o zarysie trapezowym jest wewnątrz wydrążona i umieszczony jest w niej specjalny sworznie ściąający, który może przenieść pełne obciążenie w przypadku uszkodzenia śruby. Również sworznie łą-

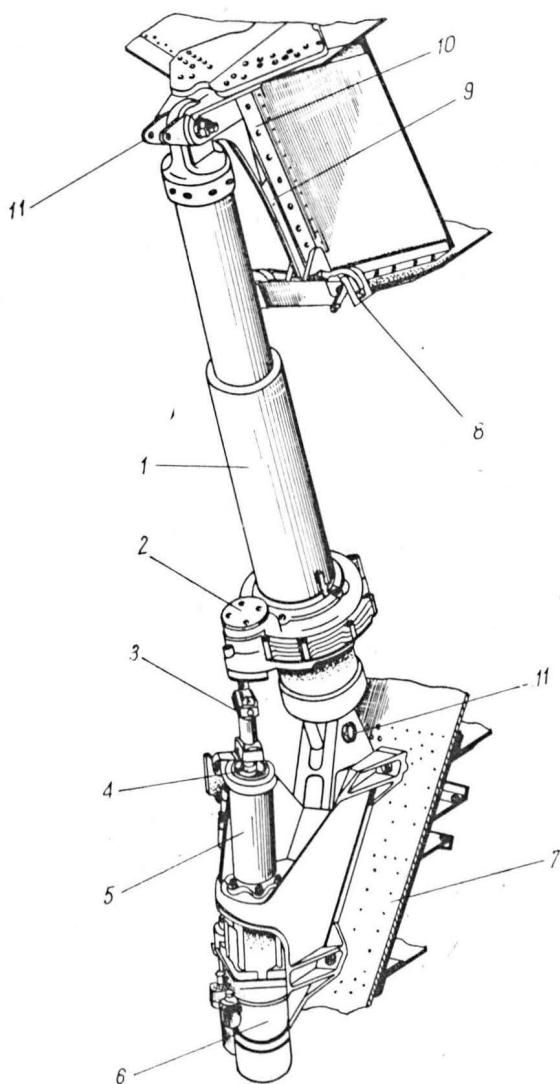
### Statecznik poziomy...

czące końce podnośnika z okuciami na stateczniku wysokości i na stateczniku pionowym są zdwojone (rys. 5): wewnątrz wydrążonego podstawowego (zewnątrznego) sworznia znajduje się drugi sworzень, mogący przenieść pełne obciążenie. Sworzень wewnętrzny wkładany jest do zewnętrznego od strony gwintu, po czym całość jest skręcana nakrętką i zabezpieczana z jednego końca pierścieniem sprężystym, a z drugiego końca kołkiem przechodzącym przez nakrętkę i oba sworznie. Powoduje to, że w przypadku pęknięcia jednego ze sworzni cały układ nie ma możliwości rozsunięcia się wzdłuż osi połączenia. Użycie takich sworzni jest wyrazem konsekwentnie stosowanej zasady podwójnego zabezpieczenia układu sterowania sterem wysokości przez użycie podwójnych końcówek popychaczy i podwójnych śrub łączących.

Reduktor podnośnika śrubowego połączonej jest wałkiem z przegubami kardana z elektrycznym mechanizmem napędzającym. Na mechanizmie napędzającym



5. Sworzень mocujący podnośnika statecznika wysokości: 1 — ucho podnośnika z łożyskiem kulowym, 2 — uszy okucia mocującego z tulejami, 3 — sworzень wewnętrzny, 4 — sworzень zewnętrzny, 5 — nakrętką mocującą, 6 — podkładki gumowo-metalowe, 7 — kołek zabezpieczający  $\phi 4$  z zawleczką, 8 — zawleczka  $\phi 4$ , 9 — pierścień zabezpieczający 10 — smarowniczka



4. Podnośnik statecznika wysokości i przednie okucie mocowania statecznika wysokości: 1 — podnośnik śrubowy, 2 — reduktor podnośnika, 3 — wałek napędzający, 4 — dajnik położenia statecznika, 5 — blok wyłączników krańcowych, 6 — silniki elektryczne, 7 — wspornik mocowania na dźwignie statecznika kierunku, 8 — prowadnice rolek statecznika wysokości, 9 — skala kontrolna, 10 — rolki prowadzące statecznika wysokości, 11 — podwójne sworznie mocowania podnośnika

jest umieszczony blok wyłączników krańcowych, wyłączających napęd w skrajnych położeniach statecznika. Również na śrubie podnośnika są umieszczone zderzaki ograniczające jej skok, jednak przy prawidłowej regulacji wyłączników krańcowych śruba zatrzymuje się na około 0,5 obrotu przed zderzakami.

Mechanizm napędzający ma dwa silniczki elektryczne prądu przemiennego (napięcie prądu przemiennego  $200 \pm 10$  V, częstotliwość  $400 \pm 8$  Hz), połączone ze wspólnym reduktorem różnicowym. W przypadku uszkodzenia jednego z silników elektrycznych, końcówka wyjściowa wału reduktora obraca się z dwukrotnie mniejszą prędkością obrotową, natomiast moment obrotowy nie ulega zmianie. Jednocześnie, uszkodzenie jednego z silników elektrycznych sygnalizowane jest na wskaźniku położenia statecznika wysokości przez rozłączenie się dotychczas pokrywających się wskazówek przyrządu. Instalacja elektryczna włączenia mechanizmu napędzającego, zasilana prądem stałym 27 V, ma dla zwiększenia bezpieczeństwa dwie linie, położone wzdłuż różnych burt kadłuba. Sterowanie tą instalacją wykonuje się osobnymi wyłącznikami: głównym — umieszczonym z lewej strony wolantu I pilota i awaryjnym — umieszczonym na pulpicie centralnym pilotów. Włączenie sterowania awaryjnego powoduje odłączenie głównego układu sterowania. Zasilanie prądem przemiennym doprowadzone jest od dwóch różnych bloków rozdzielczych.

Jak widać, konstruktorzy konsekwentnie zastosowali zasadę podwójnego zabezpieczenia w układzie przestawiania statecznika poziomego, zarówno w elementach konstrukcji płatowca, jak i w elementach instalacji elektrycznej. Jest to jak najbardziej słuszne założenie, mające na celu zwiększenie bezpieczeństwa eksploatacji sprzętu, a jego realizacja techniczna wydaje się bardzo pomysłowa.

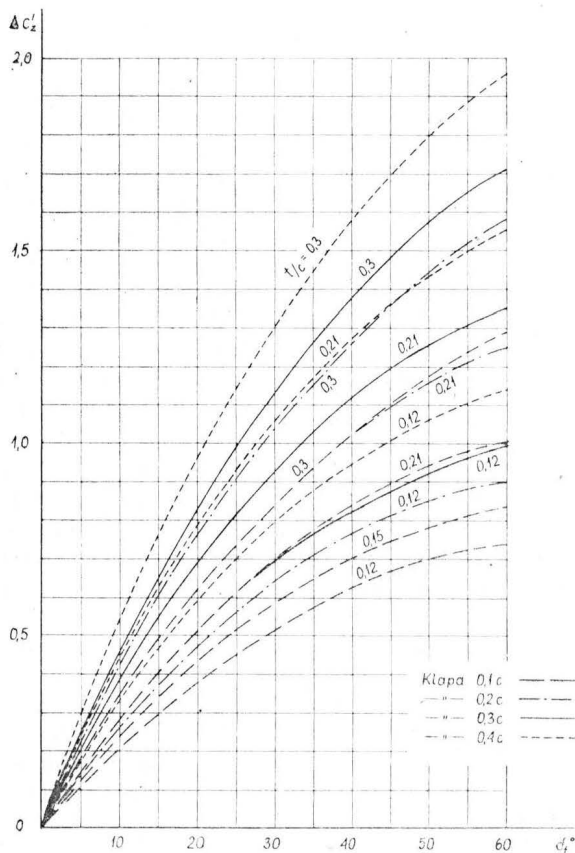
U w a g a: Autor stosuje nazwę „usterzenie wysokości i statecznik wysokości” zamiast „usterzenie i statecznik poziomy”

# Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła

## Część 2

### Przyrost współczynnika siły nośnej dla założonego kąta natarcia mniejszego od kąta przeciągnięcia

Na pomiary współczynnika maksymalnej siły nośnej  $C_{zmax}$  przeprowadzane w tunelach aerodynamicznych silnie wpływają warunki pomiarowe: efekt skali, turbulencja tunelu, wykończenie powierzchni modelu, stosunek wielkości modelu do wielkości przestrzeni pomiarowej. Stwierdzono, że wpływ tych czynników jest pomijany przy kątach natarcia znacznie mniejszych od kąta przeciągnięcia. Dla kłap, które zwiększają nieznacznie cięciwę podczas wychylenia, przyrost współczynnika siły nośnej od wychylenia kłapy jest niezależny od kąta natarcia w szerokim zakresie. Ponieważ głównie interesują nas przyrosty  $\Delta C_z$  podczas startu i lądowania zdecydowano się na przyjęcie do określenia przyrostu współczynnika siły nośnej  $\Delta C_z$  kąta natarcia  $\alpha = \alpha_{Cz=0} + 6^\circ$  gdzie  $\alpha_{Cz=0}$  oznacza kąt natarcia profilu podstawowego, przy którym  $C_z = 0$ . Przyrost  $\Delta C_z$  od kłapy jest funkcją wydłużenia skrzydła. Wykresy przyrostów współczynników siły nośnej



9. Przyrost współczynnika siły nośnej od wychylenia kłapy krokodylowej 0,1c; 0,2c; 0,3c; 0,4c. Skrzydło prostokątne o wydłużeniu 6. Wg Data Sheets. Flaps 01.01.01÷0,4

W artykule omówiono dane ilustrujące przyrost współczynników siły nośnej dla różnych typów kłap przy wydłużeniu  $\Lambda = 6$  oraz dane ilustrujące przyrost współczynnika oporu i współczynnika momentu pochylającego.

Analizę oparto na danych z Raportów NACA.

dla różnych typów kłap, o których mowa, wykonano dla wydłużenia  $\Lambda = 6$ .

Podane w nich wartości  $\Delta C'_z$  odniesiono do efektywnej cięciwy profilu  $c'$ . Rysunki 9 i 12 przedstawiające przyrosty  $\Delta C'_z$  dla kłap krokodylowych, szczelinowych i podwójnych podano według Data Sheets. Rysunek 11 przedstawiający  $\Delta C'_z$  dla kłap dwuszczylinowych wykonano na podstawie danych z Raportu 938 NACA. Rysunki te podają wartości średnie dla różnych profili z dokładnością około 10%. Na wykresy naniesiono dane z dostępnych materiałów w celu zaznaczenia odchyłeń od wartości średnich.

### Obliczanie przyrostu współczynnika siły nośnej od wychylenia kłap

Przy kłapie na całej rozpiętości skrzydła i stałym stosunku  $c_f/c$  zbieżność skrzydła nie wpływa na przyrost  $C_z$ . Przyrosty  $\Delta C_z$  dla kłapy na całej rozpiętości skrzydła o wydłużeniu  $\Lambda$  oblicza się następująco:

*klapa krokodylowa*

z charakterystyki płata z kłapą schowaną o wydłużeniu  $\Lambda$  i  $\Lambda = 6$  znajduje się odpowiednio  $C_{z\alpha=6^\circ}$ ,  $a$  i  $a_6$ . Z rysunku 9 odczytuje się  $\Delta C'_z$ . W przypadku, gdy stosunek  $c_f/c$  uniemożliwia bezpośredni odczyt wartości  $\Delta C'_z$  z któregoś z wykresów znajduje się ją przez interpolację.

$$\Delta C_z = \Delta C'_z \cdot \frac{a}{a_6} \quad (1)$$

*klapa szczelinowa i dwuszczylinowa*

wartości  $C_{z\alpha=6^\circ}$ ,  $a$  i  $a_6$  znajduje się w sposób opisany dla kłapy krokodylowej. Z geometrii kłapy znajduje się wartość cięciwy efektywnej  $c'$  dla danego kąta wychylenia.

Z rysunku 10 lub 11 znajduje się  $\Delta C'_z$  dla określonych  $c'/c$  i  $\delta_f$ :

$$\Delta C_z = \Delta C'_z \cdot \frac{c'}{c} \cdot \frac{a}{a_6} + C_{z\alpha=6^\circ} \cdot \left( \frac{c'}{c} - 1 \right) \quad (2)$$

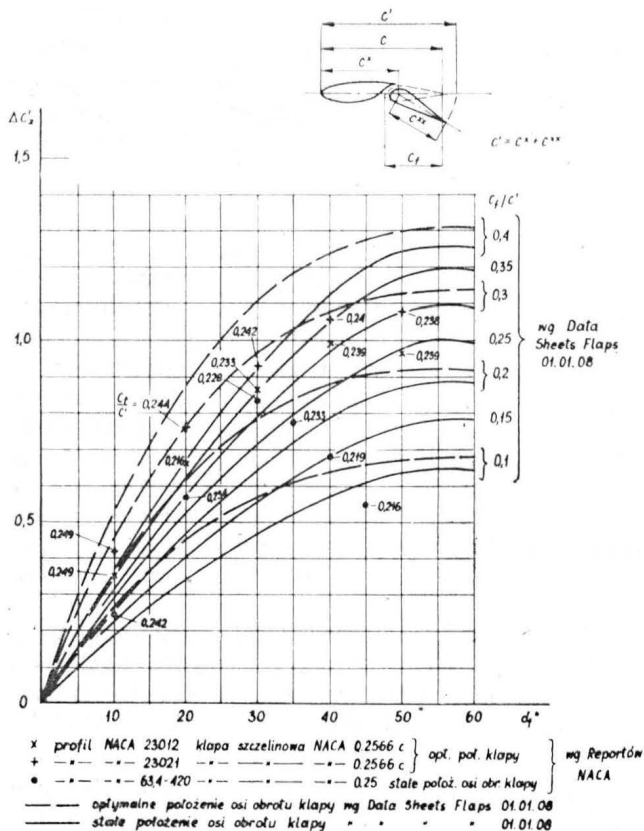
*klapa podwójna*

z charakterystyki płata z kłapą schowaną o wydłużeniu  $\Lambda$  i  $\Lambda = 6$  znajduje się odpowiednio  $C_{z\alpha=6^\circ}$ ,  $a$  i  $a_6$ . Z geometrii kłapy znajduje się cięciwę efektywną  $c'$  po wychyleniu kłapy podwójnej w całości o kąt równy kątowi wychylenia kłapy przedniej i  $c'_A$  po wychyleniu o odpowiedni kąt kłapy tylnej.

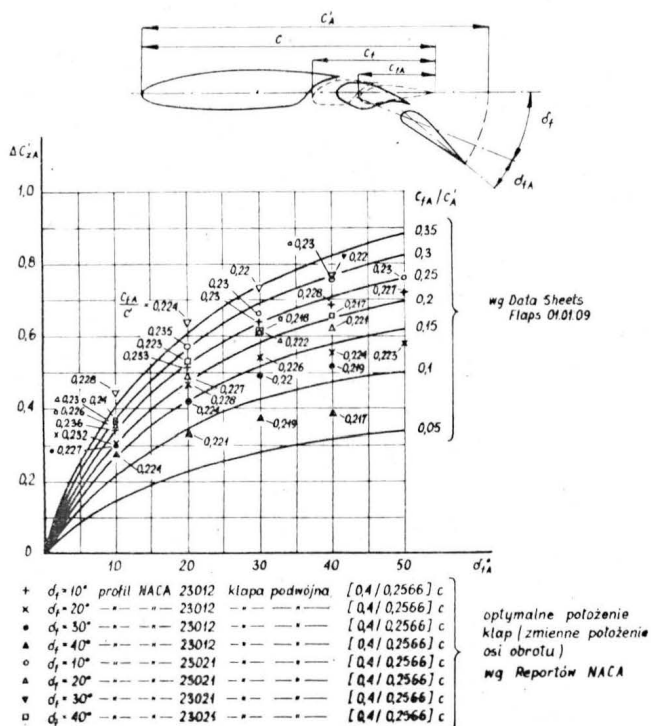
Traktując kłapę podwójną jako kłapę szczelinową z rysunku 10 dla  $\delta_f$  i  $c'$  znajduje się  $\Delta C'_z$ , a następnie z rysunku 12 dla  $\delta_{fA}$  i  $c'_A$  znajduje się  $\Delta C'_{zA}$



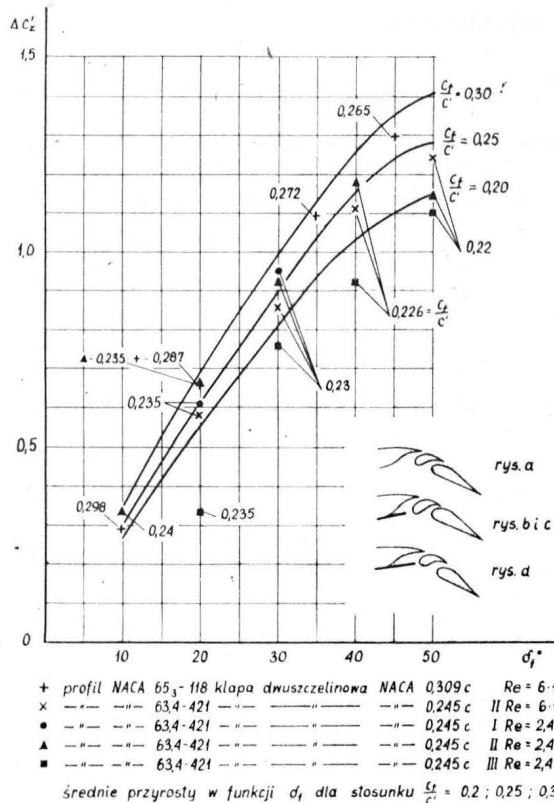
**Analiza charakterystyk...**



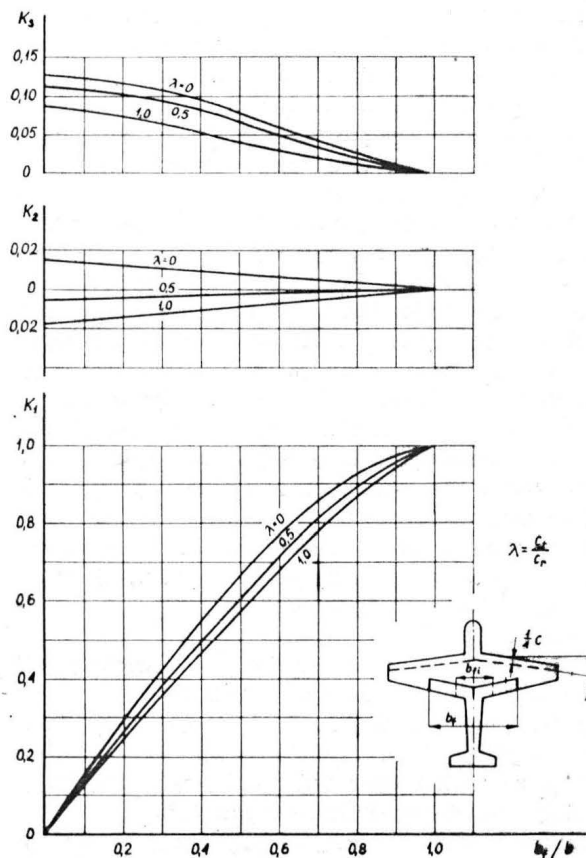
10. Przyrost  $\Delta C_z$  odniesiony do cięciwy  $c'$  wychylonej kłapy szczelinowej w funkcji kąta wychYLENIA. Skrzydło prostokątne o wydłużeniu 6



12. Przyrost współczynnika siły nośnej dla kłapy podwójnej w funkcji wychYLENIA kłapy pomocniczej (tylnej) odniesiony do cięciwy  $c'$  wychylonej kłapy podwójnej. Skrzydło prostokątne o wydłużeniu 6



11. Przyrost współczynnika siły nośnej w funkcji wychYLENIA kłapy dwuszczelinowej odniesiony do cięciwy  $c'$  wychylonej kłapy dwuszczelinowej. Skrzydło prostokątne o wydłużeniu 6



13. Wpływ stosunku rozpiętości kłapy do rozpiętości skrzydła na przyrost współczynnika siły nośnej  $\Delta C_z$

### Analiza charakterystyk...

$$\Delta C_z = (\Delta C_z' + \Delta C_{zA}') \frac{a \cdot c_A'}{a_6 \cdot c} + C_{z\alpha=6^\circ} \cdot \left( \frac{c_A'}{c} - 1 \right) \quad (3)$$

Jeżeli kłapa zajmuje część rozpiętości skrzydła należy po znalezieniu wartości  $\Delta C_z$  dla kłapy na całej rozpiętości zmniejszyć ją mnożąc przez współczynnik  $K$ . W tym celu dla kłapy na rozpiętości  $b_f$  sięgającej płaszczyzny symetrii samolotu wyznacza się stosunek rozpiętości kłapy do rozpiętości skrzydła  $b_f/b$  i kąt skosu skrzydła na  $1/4$  jego cięciwy  $\Delta_{1/4}$  i zbieżność skrzydła  $\frac{c_t}{c_r} = \lambda$

Dla wyznaczonych wartości  $b_f/b$  i  $\lambda$  znajduje się z rysunku 13 wartości  $K_1$ ,  $K_2$  i  $K_3$ :

$$K = K_1 \cdot [1 + K_2(A - 6) + K_3 \cdot \sin \Delta_{1/4}] \quad (4)$$

W przypadku kłapy z wykrojem znajduje się wartość współczynnika  $K_{bfi}$  dla kłapy na rozpiętości wykroju. Wtedy:

$$K = K_{bez\ wykroju} - K_{bfi} \quad (5)$$

Wartość przyrostu współczynnika siły nośnej kłapy na części rozpiętości skrzydła  $(\Delta C_z)_{\frac{b_f}{b}}$  określa wzór:

$$(\Delta C_z)_{\frac{b_f}{b}} = K \cdot \Delta C_z \quad (6)$$

### Przyrost współczynnika oporu

Przyrost oporu skrzydła wskutek wychylenia kłapy ma nie mniej ważne znaczenie niż przyrost siły nośnej. Zbyt duży przyrost oporu może wpłynąć na wydłużenie startu i zmniejszenie prędkości wznoszenia po oderwaniu się samolotu od ziemi lub spowodować zbyt stromy tor schodzenia samolotu do lądowania i trudności z przejściem na drugi krąg po przerwaniu przez pilota podejścia do lądowania.

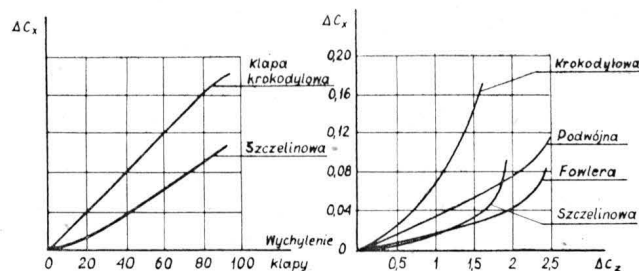
Opór profilowy w niniejszym artykule jest rozważany w oparciu o badania w przepływie dwuwymiarowym. Kłapa krokodylowa daje dużą siłę nośną przy dużych wychyleniach, wytwarzając grubą warstwę powietrza o zmniejszonej prędkości i duży opór. Kłapa prosta powoduje bardzo mały przyrost oporu przy niewielkich wychyleniach. Po wychyleniu kłapy o około  $15^\circ$  do  $20^\circ$  następuje oderwanie strug na górnej powierzchni kłapy i opór wzrasta bardzo wyraźnie. Opór kłapy prostej rośnie ze zwiększaniem cięciwy kłapy w rezultacie zwiększenia się obszaru oderwania.

Kłapy szczelinowe charakteryzują się znacznie mniejszymi wychyleniami od kłap poprzednio opisanych, a slot zapobiega oderwaniu, co w sumie daje znacznie mniejsze przyrosty oporu.

Zamieszczony wykres przedstawia przyrosty współczynnika oporu dla kilku typów kłap w funkcji przyrostu współczynnika siły nośnej  $\Delta C_z$  i kąta wychylenia kłapy.

Początkowo opór kłapy Fowlera jest większy niż szczelinowej. Tłumaczone to jest zwiększaniem się efektywnej powierzchni skrzydła i nieoptymalną wielkością szczeliny slotu. Istnieje pewne prawdopodobieństwo, że można opór ten zmniejszyć utrzymując zamknięty slot do wychylenia rzędu  $15^\circ$ .

Dodatkowy slot w kłapie podwójnej powoduje zwiększenie oporu. Minimalny opór otrzymujemy dla kłapy szczelinowej lub Fowlera w zależności od wymaganego  $\Delta C_{zmax}$ .

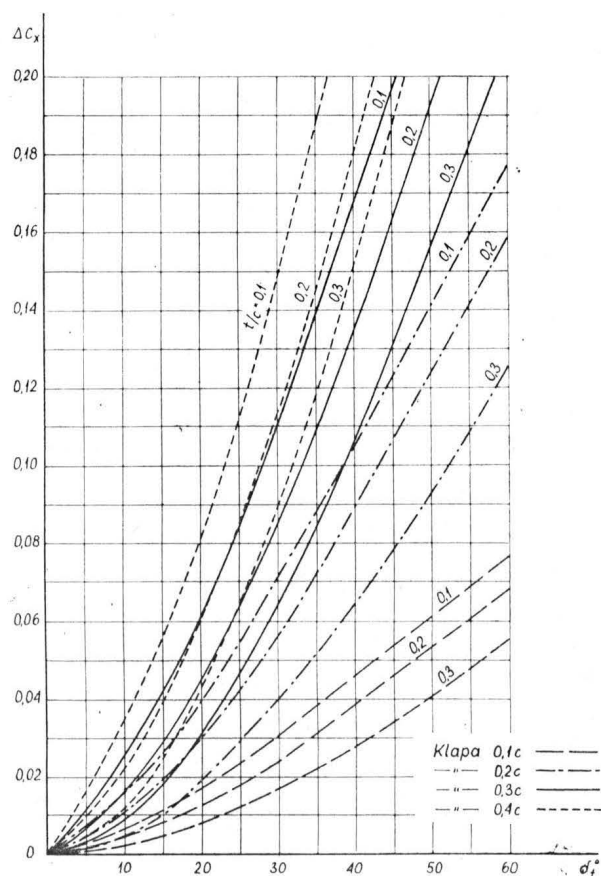


14.

Wpływ warunków pomiarów na przyrost współczynnika oporu profilowego  $\Delta C_{xp}$  od wychylenia kłap jest większy niż w przypadku pomiarów przyrostu współczynnika siły nośnej  $\Delta C_z$ . Jednak wpływ ten jest dostatecznie mały w szerokim zakresie kątów natarcia, co pozwala na przyjęcie stałego kąta natarcia (takiego samego, jak w przypadku przyrostu  $\Delta C_z$ ) do określenia przyrostów  $\Delta C_{xp}$  od wychylenia kłap. Można przyjąć, że przyrost oporu profilowego jest niezależny od wydłużenia skrzydła. Dla kłap na części rozpiętości skrzydła przyrost oporu profilowego jest proporcjonalny do tej części powierzchni skrzydła, która jest zaopatrzona w kłapy.

Rysunki przedstawiające średnie przyrosty  $\Delta C_{xp}$  podano według Data Sheets. Na rysunki naniesiono dane dmuchań aerodynamicznych z dostępnych materiałów w celu zaznaczenia odchyłek od wartości średnich.

Z rysunku dla kłap szczelinowych widać, że małe wychylenie kłapy szczelinowej w dół przy laminar-



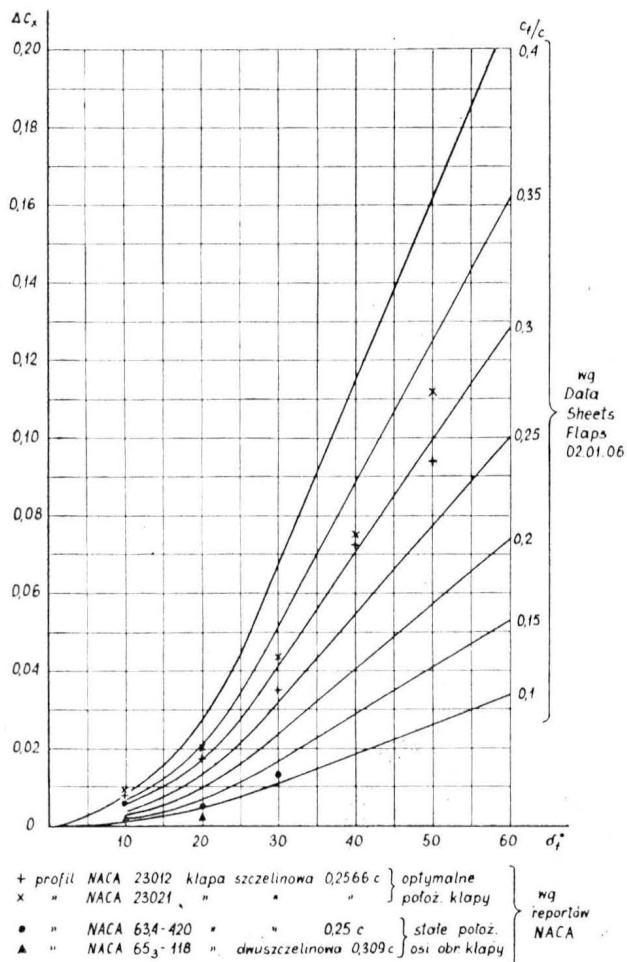
15. Przyrost współczynnika oporu profilowego wskutek wychylenia kłapy krokodylowej 0,1c; 0,2c; 0,3c; 0,4c. Wg Data Sheets. Flaps 02.01.01÷0,5

### Analiza charakterystyk...

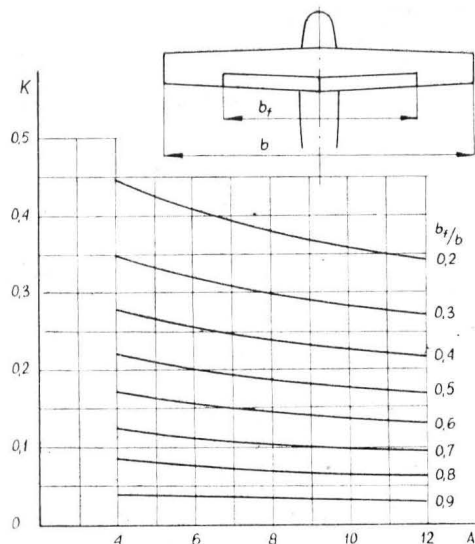
nym profilu podstawowym i kącie natarcia skrzydła  $\alpha = 6^\circ + \alpha_{Cz=0}$  powoduje bardzo niewielki wzrost oporu profilowego. Tłumaczy się to tym, że opór profilowy profilu podstawowego laminarnego wzrasta poza zakresem kątów natarcia odpowiadających charakterystycznemu wgłębieniu biegunowej w kierunku małych oporów. Wychylenie kłapy szczelinowej o kąt około  $10^\circ - 20^\circ$  prawie nie zmienia oporów profilowych skrzydła o profilu laminarnym.

### Opory indukowane i interferencji

W większości samolotów niemożliwe jest zastosowanie kłapy ciągłej bez przerwy na kadłub i gondole silników. W tych przerwach najczęściej nie jest możliwe stosowanie rozwiązań czystych aerodynamicznie. Punkty te są bardzo wrażliwe; nawet małe zakłócenia przepływu mogą spowodować duże zmiany siły nośnej i oporu. Natura tych zjawisk jest bardzo skomplikowana i trudna do przewidzenia. Wskutek przerw zwykle następuje zmniejszenie siły nośnej, ale zazwyczaj o mniejszą wartość niż można by się spodziewać. Rezultaty dmuchań w tunelach aerodynamicznych są dobrą bazą do przewidywania wyników opływu trójwymiarowego przy uwzględnianiu wpływu przerw (wykrojów kłap). Kłapy szczelinowe, wrażliwe na wielkość przepływu w slocie są bardziej wrażliwe na wykroje. Dla dolnopłatów wykroj kadłubowy powinien być jak najmniejszy. Możliwe jest zastosowanie kłapy krokodylowej pod kadłubem.



16. Przyrost współczynnika oporu profilowego wskutek wychylenia kłapy szczelinowej



17. Wpływ kłap na części rozpiętości (bez wykroju centralnego) na współczynnik oporu indukowanego skrzydła

W przypadku wykrojów na gondole i kadłub najlepsza wydaje się konfiguracja górnopłata z gondolami podskrzydłowymi. W tym przypadku zmierzono opór pośredni między wartością przewidywaną dla kłap bez wykrojów i z wykrojami.

Efekt interferencji wpływa bardziej na siłę oporu niż na siłę nośną. Dla kłap krokodylowych interferencja zmniejsza opór, dla szczelinowych zwykle zwiększa, co jednak nie jest regułą. O oporze interferencji sędzi się z porównania wyników dmuchań samego skrzydła i kompletnego modelu.

Dla kłap krokodylowych opór przewidywany jest zwykle większy od rzeczywistego (z dmuchań i prób w locie). Tłumaczy się to korzystną modyfikacją rozkładu ciśnień w połączeniach kadłub — skrzydło i gondole — skrzydło. Stąd w czystych aerodynamicznie konstrukcjach ten efekt może być znikomy. Rozrzut wyników dla kłap krokodylowych nie jest duży.

Dla kłap szczelinowych opór mierzony jest częściej większy od przewidywanego. Rozrzut dla różnych samolotów jest bardzo duży. Warte uwagi jest to, że kłapy na całej rozpiętości dają opór mniejszy od przewidywanego. Przy małych wychyleniach może się zdarzyć, że dla małej wartości  $\Delta C_z$  wzrost oporu od kłapy szczelinowej jest większy niż dla kłapy krokodylowej (pomyślny przypadek interferencji dla kłapy krokodylowej). Można się tego spodziewać dla kłap o małej rozpiętości z wykrojami na duże gondole. Przy  $\Delta C_z = 0,5$  opór kłapy krokodylowej jest wyraźnie większy od oporu kłapy szczelinowej. Przy  $\Delta C_z > 0,75$  należy rozważyć kłapę szczelinową na całej rozpiętości.

Kłapa na części rozpiętości może powodować zbyt duży wzrost oporów indukowanych.

### Obliczanie przyrostu współczynnika oporu od wychylenia kłap

Przyrost współczynnika oporu profilowego dla kłap krokodylowych odczytuje się w zależności od głębokości kłapy z rysunku 15. W przypadku, gdy bezpośredni odczyt nie jest możliwy, należy przeprowadzić interpolację na podstawie wykresów dla różnych głębokości kłap.

**Analiza charakterystyk...**

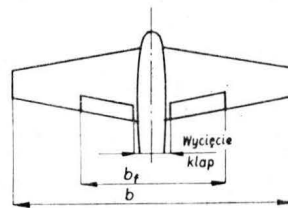
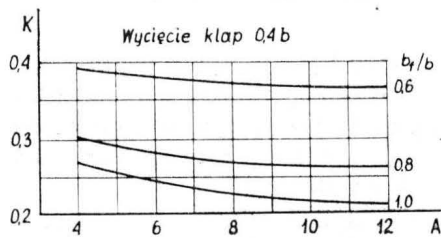
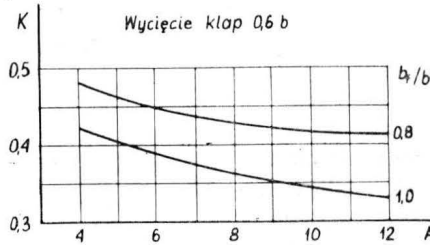
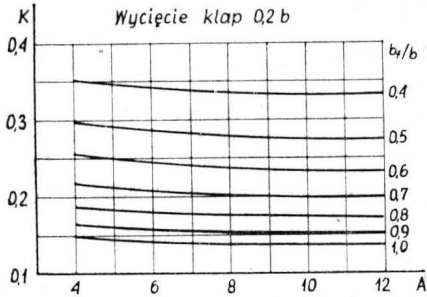
Z rysunku 16 znajduje się przyrost współczynnika oporu profilowego dla klap szczelinowych.

W przypadku, gdy kłapy zajmują część rozpiętości skrzydła, odczytane wartości mnoży się przez współczynnik wyrażający się stosunkiem powierzchni skrzydła na rozpiętości kłap do całej powierzchni skrzydła. W przypadku kłap zajmujących całą rozpiętość skrzy-

klap krokodylowych przez 0,85, a przyrost współczynnika oporu profilowego od kłap szczelinowych przez 1,4.

**Przyrost współczynnika momentu pochylającego**

Przyrost współczynnika momentu pochylającego od wychylenia kłap jest ściśle związany z przyrostem



18. Wpływ kłap na części rozpiętości z wykresem centralnym na współczynnik oporu indukowanego skrzydła

dla współczynnik oporu indukowanego oblicza się tak, jak dla skrzydła z kłapami wciągniętymi:

$$C_{xind} = \frac{C_z^2}{\pi \Delta_{ef}} \quad (7)$$

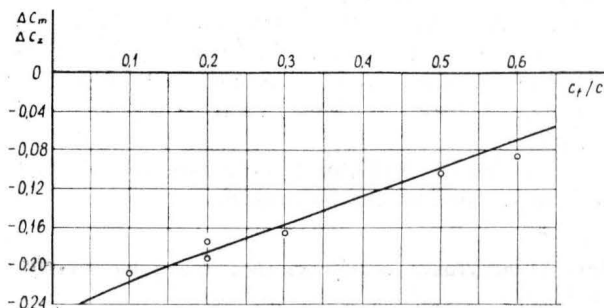
gdzie  $C_z = C_z$  skrzydła z klapą schowaną  $+ \Delta C_z$   
Dla kłap na części rozpiętości:

$$C_{xind} = \frac{C_z^2}{\pi \Delta_{ef}} + (\Delta C_z)^2 \cdot K^2 \quad (8)$$

gdzie  $C_z = C_z$  skrzydła z kłapami schowanymi  $+ \Delta C_z$  od wychylenia kłap.

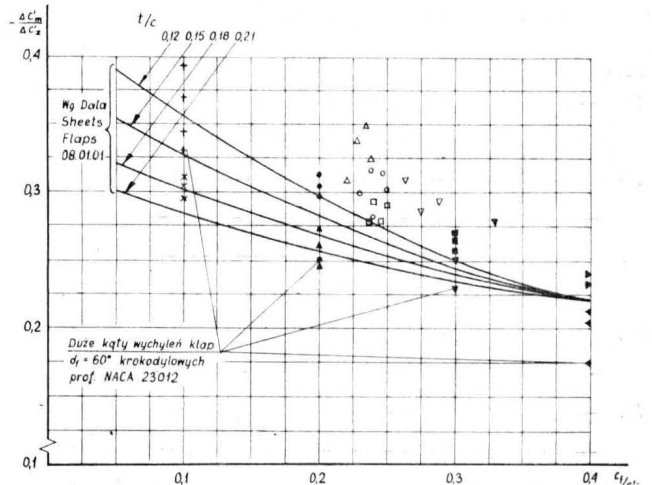
Przy kłapach na części rozpiętości bez wykreju centralnego korzysta się z rysunku 17. Gdy kłapa ma wykrój centralny w zależności od jego wielkości korzysta się z rysunku 18. Z wykresów tych odczytuje się współczynnik K.

Opór interferencji można w przybliżeniu uwzględnić mnożąc przyrost współczynnika oporu profilowego od



— z obliczeń teoretycznych  
o wyniki eksperymentalne

19. Wpływ głębokości kłapy prostej na stosunek  $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$  przy stałym kącie natarcia



+	klapa krokodylowa	0,1c	profil NACA	23012
x	"	0,1c	"	23021
•	"	0,2c	"	23012
▲	"	0,2c	"	23021
▼	"	0,3c	"	23012
■	"	0,3c	"	23021
◄	"	0,4c	"	23012
►	"	0,4c	"	23021
o	szczelinowa	"	"	23012
□	"	"	"	23021
△	"	"	"	63,4 - 420
▽	dmuszczelinowa	"	"	63,4 - 118

20. Wpływ głębokości kłapy  $c_f/c'$  na stosunek przyrostu współczynnika momentu pochylającego  $\Delta C'_m$  do przyrostu współczynnika siły nośnej  $\Delta C'_z$

współczynnika siły nośnej. Podobnie jak w przypadku przyrostu  $\Delta C_z$  przyrost  $\Delta C_m$  jest niezależny od warunków badań, a w przypadku, gdy kłapa w trakcie wychylenia się nie zwiększa ciężewy efektywnej skrzydła nie zależy także od kąta natarcia skrzydła, o ile kąt ten nie jest zbyt bliski kąta przeciągnięcia. Do określenia przyrostów  $\Delta C_m$  od wychylenia kłap przyjęto kąt natarcia skrzydła  $\alpha = \alpha_{Cz=0} + 6^\circ$  tak samo

Dok. na III str. okł.

**2.2.6. Stale chromoniklowe**

Chrom i nikiel przy równoczesnym ich zastosowaniu dobrze wpływają na własności stali — zwiększają wytrzymałość, twardość, dają wystarczającą ciągliwość i plastyczność.

**13 H2 A**

Stosuje się na części do nawęglania i części o zwiększonej wytrzymałości rdzenia. Obróbka termiczna: wstępna — normalizacja lub normalizacja i odpuszczanie, wyżarzanie; wykańczająca — hartowanie, odpuszczanie.  $R_m = 60 \text{ kG/mm}^2$ .

**12 HN3A**

Dużą wytrzymałość, stosuje się do nawęglania, jest podatna na kruchość odpuszczania. Obróbka termiczna: wstępna — normalizacja lub normalizacja i odpuszczanie, wyżarzanie; wykańczająca — hartowanie i odpuszczanie. Zastosowanie: na części poddawane nawęglaniu i pracujące pod dużymi obciążeniami oraz obciążeniami dynamicznymi, jak koła zębate, pierścienie tłokowe, wałki, osie, śruby.  $R_m = 95\text{—}100 \text{ kG/mm}^2$ .

**12 H2 N4 A**

Ma dużą wytrzymałość i ciągliwość, stosuje się do nawęglania, skłonna do kruchości odpuszczania. Zaleca się zastępować ją stalą 12 HN3A. Obróbka termiczna wstępna: normalizacja lub normalizacja i odpuszczanie. Obróbka termiczna wykańczająca: hartowanie w oleju i odpuszczanie. Zastosowanie: na części przejmujące zwiększone naprężenia i obciążenia dynamiczne — wałki, koła zębate, tuleje, reduktory, tłoki.  $R_m = 100 \text{ kG/mm}^2$ .

**20HNZA**

Po obróbce termicznej ma dużą wytrzymałość i dostateczną ciągliwość, skłonna do kruchości odpuszczania. Można ją zastąpić stalą 38HA. Obróbka termiczna wstępna: dla prętów wyżarzanie lub odpuszczanie, dla odkuwek — normalizacja i odpuszczanie. Obróbka termiczna wykańczająca: hartowanie w oleju lub ciepłej wodzie i odpuszczanie z chłodzeniem w oleju lub ciepłej wodzie.

**2.2.7. Stale chromo-niklowo-tytanowe**

**1H18N9T (EJa1T)**

Dużą plastyczność po hartowaniu, dobrze spawalna wszystkimi metodami. Obróbka termiczna: hartowanie w wodzie. Zastosowanie: na części o zwiększonej odporności na korozję w silnikach turboodrzutowych.

**H20N80T**

Ma dużą plastyczność w stanie zahartowanym, dobrze się spawa metodą kontaktową, zadowalająco metodą gazową i atomowo-wodorową. Obróbka termiczna: hartowanie. Zastosowanie: rury żarowe silników turboodrzutowych.

**2.2.8. Stale chromoniklowo-wolframowe (tabl. 2 i 3)**

**Tablica 2. Własności mechaniczne stali chromowych**

Gatunek stali	Postać obróbki termicznej	Własności mechaniczne (min)			
		$R_m$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	$\delta$ [%]	$U$ [kGm/cm <sup>2</sup> ]	HB [kG/mm <sup>2</sup> ]
15XA	zahartowana z 860°C w oleju potem z 760—810°C w oleju i odpuszczona przy 150—170°C	60	15	9	170—302
38XA	zahartowana z 860°C w oleju i odpuszczona przy 500—590°C z chłodzeniem w oleju lub wodzie	90	12	10	269—321
SZX15	zahartowana z 820—830°C w oleju, odpuszczona przy 300—350°C				HRC = 57—59

**Tablica 3. Własności mechaniczne stali chromo-niklowych**

Gatunek stali	Postać obróbki termicznej	Własności mechaniczne (min)			
		$R_m$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	$\delta$ [%]	$U$ [kGm/cm <sup>2</sup> ]	HB [kG/mm <sup>2</sup> ]
12HN3 A	zahartowana z temp. 860°C w oleju, potem powtórnie zahartowana z 780—810°C w oleju i odpuszczona w 150—170°C	95	12	12	277—375
12H2H4 A	zahartowana z 760—780°C w oleju i odpuszczona przy 150—170°C	100	12	10	293—387
20HN3 A	zahartowana z 820—840°C w oleju i odpuszczona przy 400°C z chłodzeniem w oleju	110	10	10	293—341

**18HNWA**

Nawęglą się, skłonna do kruchości odpuszczania. Obróbka termiczna wstępna: normalizacja i odpuszczanie. Obróbka termiczna wykańczająca: hartowanie na powietrzu lub w oleju i odpuszczanie z szybkim chłodzeniem. Zastosowanie: elementy pracujące przy dużych naprężeniach i obciążeniach dynamicznych — wały, tuleje, koła zębate, korbowody, czopy.  $R_m = 115 \text{ kG/mm}^2$ .

**25HNWA**

Dużą wytrzymałość, skłonna do kruchości odpuszczania. Zaleca się zastępować ją stalami 18 HNWA i 40HNMA. Obróbka termiczna wstępna: normali-

zowanie i odpuszczanie. Obróbka termiczna wykańczająca: hartowanie w oleju i odpuszczanie z chłodzeniem w oleju lub wodzie. Zastosowanie: części poddawane dużym naprężeniom i obciążeniom zmiennym.  $R_m = 110 \text{ kG/mm}^2$ .

**40HNMA**

Ma dużą wytrzymałość. Obróbka termiczna wstępna: dla prętów wyżarza-

nie lub odpuszczanie, dla odkuwek — normalizacja i odpuszczanie. Obróbka termiczna wykańczająca: hartowanie w oleju i odpuszczanie na żadaną wytrzymałość. Zastosowanie: elementy pracujące pod dużymi naprężeniami i obciążeniami dynamicznymi — wały korbowe i turbinowe czopy, koła zębate, czopy, resory.  $R_m = 100\text{—}125 \text{ kG/mm}^2$ .

**Objaśnienia symboli własności mechanicznych:**

- $R_m$  — granica wytrzymałości (doraźnej)
- $R_e$  — granica plastyczności
- $\delta$  — wydłużenie względne
- $U$  — udarność
- HB — twardość Brinella
- HRC — twardość Rockwella

T a b l i c a. Własności mechaniczne stali nierdzewnych

Gatunek stali	Postać obróbki termicznej	Własności mechaniczne min.			
		R <sub>m</sub> [kG/mm <sup>2</sup> ]	δ [%]	U [kGm/cm <sup>2</sup> ]	HB [kG/mm <sup>2</sup> ]
1H13	zahartowana z 1050°C na powietrzu lub w oleju, odpuszczona przy 680—780°C w oleju	60	20	9	170—195
2H13	zahartowana z 1050°C na powietrzu lub w oleju, odpuszczona w 600—700°C w oleju	85	10	6	241—341
3H13	zahartowana z 1050°C na powietrzu, odpuszczona w temp. 150—170°C	125	8	5	420—534
OH17T	zahartowana z 950°C w oleju, potem małe odpuszczanie	75—80	18	—	—
1H17NZ	zahartowana z 1050°C w oleju, odpuszczona przy 275—350°C	110—130	10	—	—
H18N9	zahartowana z 1100—1150°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	55	45	12,5	—
H18N9T	zahartowana z 1100—1150°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	100—125	15	—	—
H18N9T	zahartowana z 1100—1150°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	55	40	12,5	—
H18N9T	zahartowana z 1100—1150°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	100—125	15	—	—
2H13N4G9	zahartowana z 1080—1120°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	65	40	—	—
H18N2M2	zahartowana z 1030—1070°C	54	40	—	—
OH18N12B	zahartowana z 1030—1070°C w wodzie; utwardzona zgniotem bez obróbki termicznej	54	40	—	—
X15N9Ju	normalizowana w 1020—1050°C; starzenie w 500°C; utwardzana zgniotem	100	13	—	—
H17N5M3	normalizowana w 950°C; obróbka chłodzeniem w 70°C w czasie 2 godz; starzenie w 450°C w czasie 1 h	115	20	—	—
		130	10	—	—
		140	8	—	—
		120	12	6	—

Do stali nierdzewnych zaliczane są stale odznaczające się wysoką odpornością na korozję pod działaniem powietrza, wody, roztworów kwasów, soli itp. Własności te nadawane są przez znaczną zawartość chromu albo chromu i niklu.

W oznaczeniach stali litera H mówi o dodatku chromu, litera N — niklu.

**1H13, 2H13, 3H13**

Dla polepszenia własności mechanicznych i antykorozyjnych poddawane są obróbce termicznej (hartowanie i duże odpuszczanie). Mają dużą plastyczność i zadowalającą spawalność, w stanie wyżarzonym dobrze skrawalne. Postacie dostawy — blachy, pręty i drut. Stal 1H13 stosuje się na części silników turbodrzutowych. Stal 2H13 przeznaczona jest na części o zwiększonej wytrzymałości pracujące w środowisku korozyjnym — sprężyny, elementy aparatury paliwowej.

**1H18, H28**

Odporne na działanie kwasów i gorących gazów. 1H18 może być stosowana jako materiał żaroodporny pracujący przy temperaturze do 900°C, H28 — do 1100°C. Mają dobrą spawalność i zadowalającą skrawalność. Ich wadą jest gruboziarnista struktura pojawiająca się

przy nagrzewaniu i spawaniu, powodująca zwiększenie kruchości. Obróbka plastyczna na gorąco rozdrabnia tę strukturę.

**H18N9 (EJa 1)**

Odporna na korozję w atmosferze do temp. 850°C, a w środowisku produktów spalania — do 750°C. Może pracować pod obciążeniem w temp. do 500°C. Stosuje się po hartowaniu. Jest spawalna.

**2H13N4G9 (EI 100)**

Postacie dostawy: pręty, blachy, taśmy, druty. Zastosowanie — jak stal poprzednia.

**OH17T (EI 645)**

Ma dobrą wytrzymałość i zadowalającą udarność po obróbce termicznej, dobrze spawalna, dogodna do obróbki plastycznej na zimno i gorąco. Obróbka termiczna: hartowanie w oleju i odpuszczanie. Stosuje się jako materiał żaroodporny.

**1H17N2 (EI 268)**

Duża żaroodporność, dobra spawalność. Elementy po spawaniu konieczne muszą być poddane obróbce termicznej. Obróbka termiczna: hartowanie w oleju i odpuszczanie. Zastosowanie: komory spalania silników turbodrzutowych.

**H18N9T**

Jest odporna na utlenianie w atmosferze i środowisku produktów spalania do temp. 800—900°C. Dobrze spawalna wszystkimi metodami, obrabialna plastycznie na zimno. Obróbka termiczna: hartowanie. Stosowana na elementy silników turbodrzutowych pracujące w podwyższonych temp. i narażonych na korozję. R<sub>m</sub> = 100—130 kG/mm<sup>2</sup>.

**OH18N12B (EI 402)**

Własności, obróbka termiczna i zastosowanie podobne, jak dla stali H18N9T. Skłonna do tworzenia pęknięć w roztopionym materiale przy spawaniu.

**H15N9Ju (EI 904)**

Dobrze spawalna argonowo-lukowo, daje się obrabiać skrawaniem. Obróbka termiczna: normalizowanie z chłodzeniem w temp. —70°C przez dwie godziny, starzenie w temp. 500°C przez 1 godzinę. Dobrze zachowuje wytrzymałość w temp. 400—450°C. Postacie dostawy: taśmy, pręty, profile.

**Stale krzemowe**

**60S2A**

Ma dużą wytrzymałość i sprężystość. Obróbka termiczna: normalizowanie, hartowanie w oleju, małe odpuszczanie. Zastosowanie: płaskie i spiralne sprężyny pracujące przy dużych naprężeniach.

**Czytelniku,**

regularne otrzymywanie „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” zapewni Ci prenumerata, którą na bieżący rok przyjmuje:

Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16. Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Warunki prenumeraty normalnej: roczna 144 zł, półroczna 72 zł, kwartalna 36 zł.

Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT, nauczyciele i studenci korzystają z prenumeraty ulgowej (rabat 33%). Dla członków SIMP prenumerata roczna wynosi 70 zł. W tym celu na odwrocie blankietu PKO należy podać numer legitymacji. Zakład Kolportażu WCT NOT prowadzi również sprzedaż pojedynczych zeszytów.

## Kartoteka TLiA

Szkolno-treningowy samolot wojskowy dopuszczony do akrobacji. Może służyć jako samolot obserwacyjny.

### KONSTRUKCJA

2- lub 3-miejscowy, jednosilnikowy dolnopłat metalowej konstrukcji.

**Plat.** Wolnonośny, jednodźwigarowy, dwuobwodowej konstrukcji metalowej z pracującym pokryciem. Profil NACA 63,615. Wznios 6°30'. Kąt zaklinowania u nasady 1°9'. Elektrycznie wychylane szczelinowe kłapy oraz szczelinowe lotki. Stała kłapka na prawej lotce.

**Kadłub.** Półskorupowa konstrukcja metalowa. Fotele pilota i drugiego pilota (uczni) obok siebie. Sterownice podwójne. Z tyłu kabiny przestrzeń dla fotela obserwatora lub bagażu (54 kg). Odsuwana do tyłu osłona kabiny z możliwością awaryjnego zrzutu. Kabina ogrzewana i wentylowana.

**Usterzenie.** Wolnonośne, dwudźwigarowe, konstrukcji metalowej z pracującym pokryciem. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania. Kłapka wyważająca na całej rozpiętości prawego steru wysokości. Ręcznie wychylana kłapka wyważająca na sterze kierunku. Statecznik pionowy uzupełniony płetwą podkadłubową.

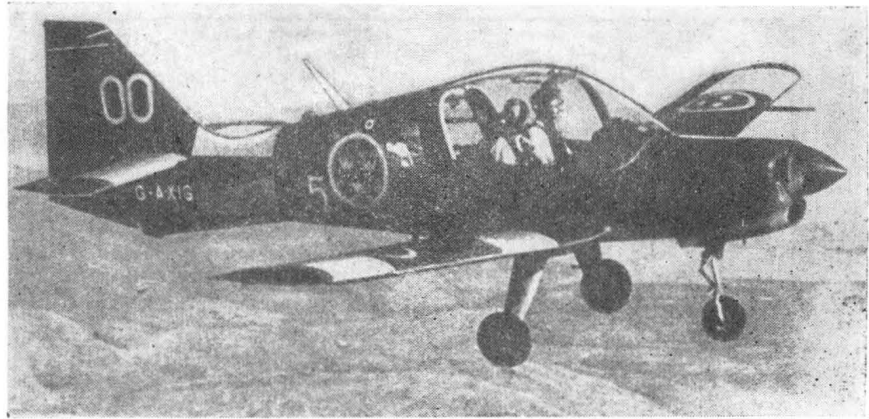
**Podwozie.** Stałe trójkołowe z kołem przednim. Sterowane koło przednie Goodyear 500-5 o ciśnieniu w oponie 2,81 kg/cm<sup>2</sup>, wyposażone w amortyzator olejowo-powietrzny. Koła główne Goodyear 650-6 o ciśnieniu w oponach 2,11 kg/cm<sup>2</sup>, wyposażone w amortyzatory olejowo-powietrzne i hydrauliczne hamulce tarczowe. Na życzenie można zakładać narty.

**Napęd.** Chłodzony powietrzem, 4-cylindrowy płaski silnik Avco-Lycoming IO-360-A1B6 o mocy 200 KM. Dwułopatowe śmigło metalowe Hartzell HC-C2YK-4/CT666A-2 o stalych obrotach i średnicy 1,88 m. 4 metalowe zbiorniki paliwa, po 2 w każdym skrzydle, o łącznej pojemności 159 l. Objętość oleju 7,6 l.

**Uzbrojenie.** Zasadniczo samolot jest nieuzbrojony, przewidziano jednak mo-

## Scottish Aviation Bulldog 100

W. Brytania



żliwość umieszczenia k.m. lub innego uzbrojenia mocowanego pod skrzydłami.

### DANE TECHNICZNE

#### ROZWOJ KONSTRUKCJI

Scottish Aviation (poprzednio Beagle — likwidacja firmy Beagle nastąpiła 27.II.1970 r.) Bulldog jest wersją rozwojową szkolno-sportowego samolotu Beagle Pup, oblatanego 1.IV.1967 r. i produkowanego od 23.II.1968 r. Zasadnicza konstrukcja płatowca nie uległa zmianie, samoloty różnią się jedynie wieloma szczegółami. Zbudowany przez firmę Beagle pierwszy prototyp Bulldoga, którego opracowywanie rozpoczęto w 1968 r., został oblatany 19.V.1969 r. Produkcję seryjną samolotu rozpoczęła w listopadzie 1970 r. firma Scottish Aviation. Pierwszy seryjny samolot oblatano w 1971 r. Zamówiono 230 samolotów Bulldog: Szwecja 78, Kenia 5, Malajzja 15 i Wielka Brytania 132. Dostawę samolotów rozpoczęto w lipcu 1971 r. Obecna produkcja 6—8 samolotów miesięcznie.

Rozpiętość	10,06 m
Długość	7,09 m
Wysokość	2,28 m
Powierzchnia nośna	12,02 m <sup>2</sup>
Ciężar własny	644 kg
Ciężar całkowity maks.	1065 kg
Ciężar całkowity maks. (do akrobacji)	975 kg
Prędkość maks.	240 km/h
Prędkość nurkowania maks.	389 km/h
Prędkość przelotowa maks. (na h = 1220 m)	222 km/h
Prędkość min. (kłapy wychylone)	100 km/h
Wznoszenie	5,1 m/s
Pułap	5180 m
Zasięg (paliwo maks.)	1000 km
Długość lotu	5 h
Rozbieg	280 m
Dobieg	153 m

R. M.

## Kartoteka TLiA

Lekki samolot myśliwsko-szturmowy. Może służyć jako samolot szkolno-treningowy.

### KONSTRUKCJA

2-miejscowy, jednosilnikowy dolnopłat metalowej konstrukcji.

**Plat.** Wolnonośny, metalowej konstrukcji, z głównym i pomocniczym dźwigarem. Każde skrzydło połączone z kadłubem w 3 punktach. Profil NACA 23015 (modyfikowany) u nasady i NACA 4412 (modyfikowany) na końcu. Wznios 6°. Kąt zaklinowania 3° u nasady, 0° na końcu. Lotki metalowej konstrukcji z kłapkami odciążającymi. Hydraulicznie wychylane szczelinowe kłapy. Przed kłapkami hydraulicznie wychylane przerywacze i hamulce aerodynamiczne.

**Kadłub.** Półskorupowa konstrukcja metalowa, składająca się z 2 zasadniczych zespołów. Zawieszona na zawiasach osłona przedniej części kadłuba zapewnia dostęp do instalacji i wyposażenia płatowca. Ciśnieniowa, klimatyzowana (przystosowana do tropikalnego klimatu) kabina z odsuwana do tyłu, zrzucana awaryjnie osłona. Wyrzucane (z możliwością użycia na ziemi) fotele pilota i drugiego pilota (uczni) obok siebie.

**Usterzenie.** Wolnonośne metalowej konstrukcji. Jednoczęściowy statecznik poziomy. Stery pokryte blachą żłobkową.

**Podwozie.** Chowane hydraulicznie, trójkołowe z kołem przednim. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Hydrauliczne hamulce tarczowe. Ciśnienie w oponach kół głównych 6,89 kg/cm<sup>2</sup>, w oponie koła przedniego 6,37 kg/cm<sup>2</sup>. Podwozie umożliwia eksploatację samolotu z lotnisk trawiastych.

**Napęd.** Silnik turbodrzutowy Rolls-Royce Bristol Viper 20 F-20 Mk.535 o ciągu 1547 kg. Samozszczelniające się zbiorniki paliwa o pojemności 1227 l. 2 dodatkowe zbiorniki paliwa 2 × 218 l na końcach skrzydeł. Można podwieszać pod skrzydłami zbiorniki paliwa o po-

## BAC 167 Strikemaster

W. Brytania



jemności 2 × 332 l oraz 2 × 218 l. Objętość oleju 7,4 l.

**Uzbrojenie.** 2 k.m. FN 7,62 mm w kadłubie oraz 8 podskrzydłowych zamków do uzbrojenia podwieszanego — ciężar uzbrojenia 1360 kg.

**Uwagi.** Trwałość płatowca 18 lat, zakładając 400 h lotu rocznie (7200 h).

#### ROZWOJ KONSTRUKCJI

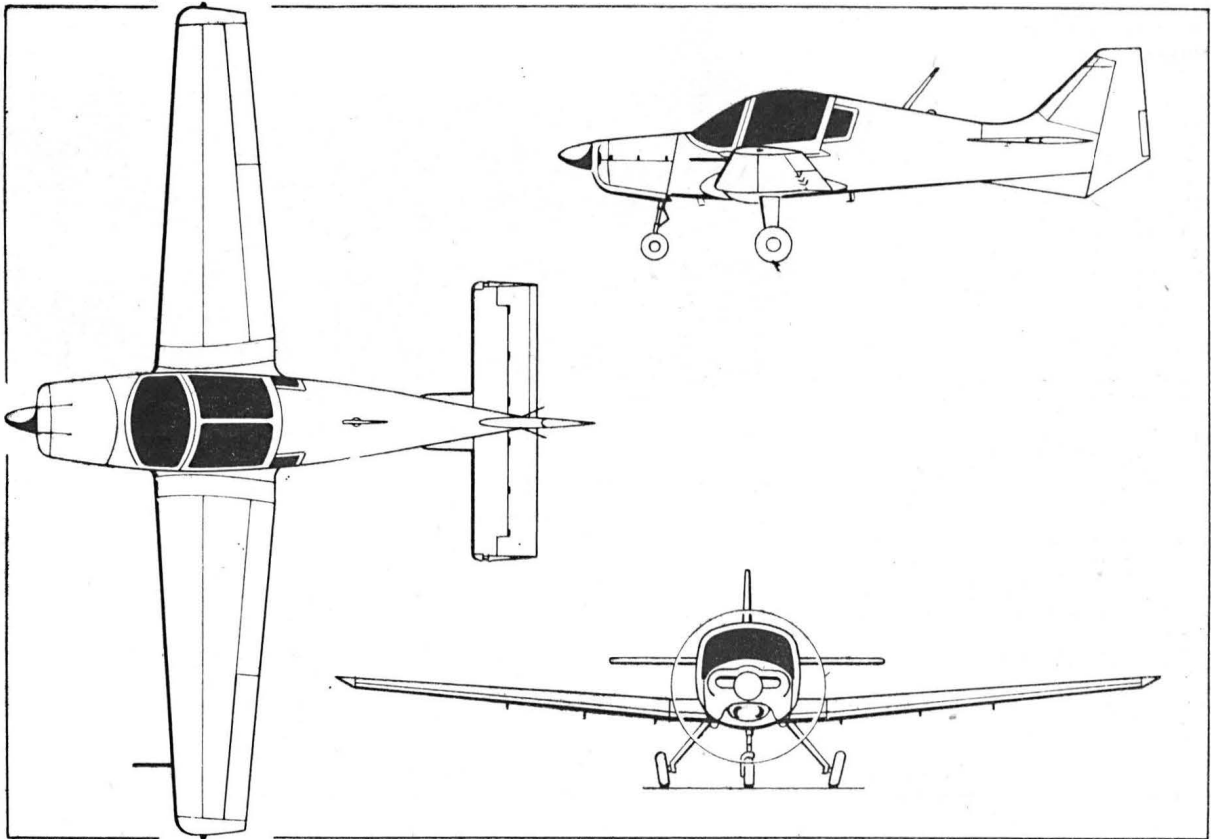
BAC 167 Strikemaster jest wersją rozwojową szkolno-treningowego samolotu BAC 145 Jet Provost 5, który został oblatany 28.II.1967 r. Zasadnicza konstrukcja płatowca nie uległa zmianie, Strikemaster różni się od poprzedniej wersji silnikiem oraz dodaniem 8 podskrzydłowych zamków do uzbrojenia podwieszanego. Prototyp Strikemastera został oblatany 26.X.1967 r. Do końca 1971 r. zamówiono 101 samolotów dla Arabii Saudyjskiej, Południowego Jemenu, Kuwejtu, Singapuru, Kenii, Nowej Zelandii, Omanu i innych odbiorców. Samolot jest obecnie produkowany.

### DANE TECHNICZNE

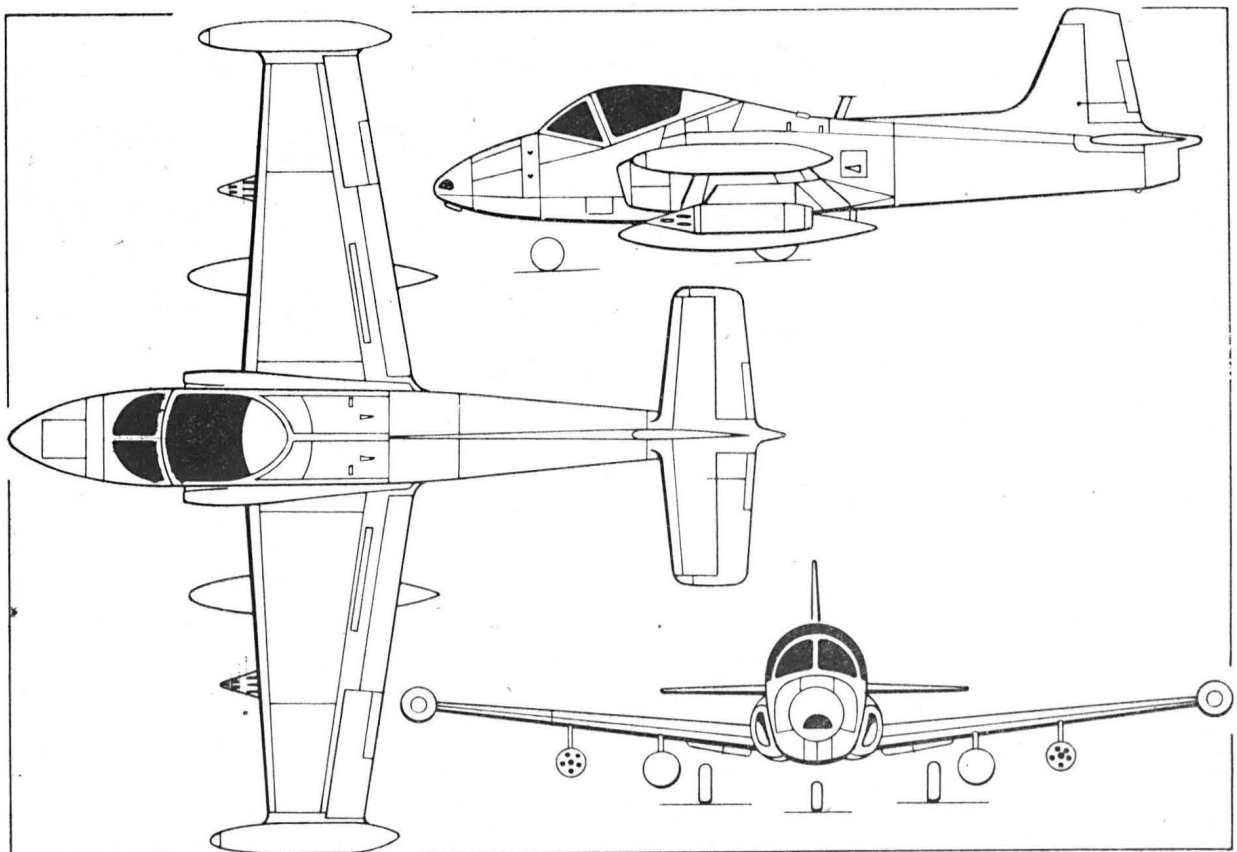
Rozpiętość (ze zbiornikami dodatkowymi)	11,25 m
Długość	10,27 m
Wysokość	3,10 m
Powierzchnia nośna	19,8 m <sup>2</sup>
Ciężar własny z załogą	2810 kg
Ciężar całkowity	3739—5045 kg
Ciężar całkowity maks. (1 pilot)	5216 kg
Prędkość maks. (na h = 6100 m, 50% paliwa)	760 km/h
Prędkość maks. dopuszczalna	834 km/h
Prędkość min. (kłapy schowane, ciężar całkowity 4309 kg)	182 km/h
Wznoszenie (ciężar całkowity 7393 kg)	26,6 m/s
Zasięg	2224 km
Start (na h = 15 m)	1067 m
Lądowanie (z h = 15 m, ciężar całkowity 5103 kg)	1295 m
Długość lotu (ze zbiornikami dodatkowymi)	5 h
Osiągi, przy których nie podano ciężaru, dotyczą ciężaru całkowitego 5216 kg.	

R. M.

Do-28D



BAC167





Lekki samolot wielozadaniowy: transportowy, pasażerski, dyspozycyjny, sanitarny, patrolowy, treningowy, rolniczy, do wywożenia skoczków spadochronowych itp.

**KONSTRUKCJA**

2-silnikowy górnopłat metalowej konstrukcji.

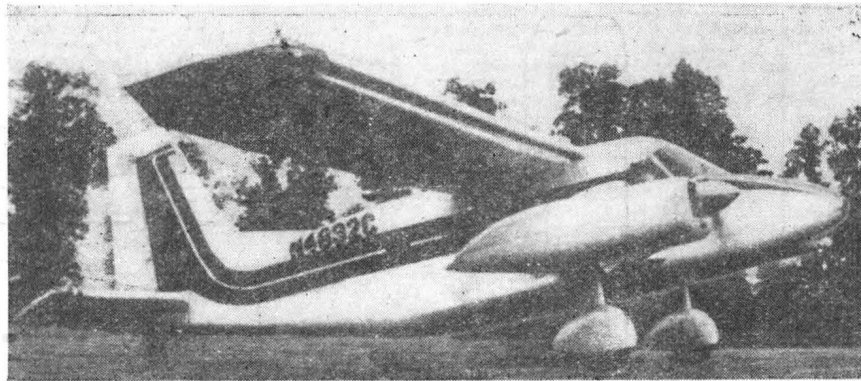
**Plat.** Wolnonośny, metalowej konstrukcji, z dźwigarem skrzynkowym. Profil NACA 23018 (modyfikowany). Wznios  $1^{\circ}30'$ . Kąt zaklinowania  $4^{\circ}$ . Slot na krawędzi natarcia. Lotki i dwuszczelinowe kłapy metalowej konstrukcji. Kłapki odciążające na lotkach. Na życzenie montowana pneumatyczna instalacja przeciwołodzienna.

**Kadłub.** Półskorupowa konstrukcja metalowa. Fotele pilota i drugiego pilota (pasażera) obok siebie. Na życzenie montowana druga sterownica. W kabine pasażerskiej 12 foteli (ustawionych przodem w kierunku lotu) lub 13 foteli składanych (ustawionych przodami do wewnątrz). W wersji sanitarnej 5 noszy i 5 składanych siedzeń. W tylnej części kadłuba toaleta lub przedział bagażowy. Drugi przedział bagażowy w nosowej części kadłuba. Kabina może być również przystosowana do przewozu ładunków. Drzwi z każdej strony kabiny pilotów. Z lewej strony kadłuba 2-częściowe ładunkowe drzwi, których jedna tylko część otwierana jest dla pasażerów. Kabina ogrzewana.

**Usterzenie.** Wolnonośne metalowej konstrukcji. Płytkowe usterzenie poziome z kłapką wyważającą. Klapka wyważająca na sterze kierunku. Pneumatyczna instalacja przeciwołodzienna.

**Podwozie.** Stałe z kółkiem ogonowym. Amortyzacja olejowo-powietrzna Dornier. Ciśnienie w oponach kół głównych  $3,23 \text{ kg/cm}^2$ , w oponie tylnej  $3,5 \text{ kg/cm}^2$ . Oświetlenie na gołeniach i kołach podwozia głównego. Hamulce hydrauliczne. Można zakładać narty lub pływaki.

**Napęd.** 2 płaskie, chłodzone powietrzem, 6-cylindrowe silniki Lycoming



IGSO-540 o mocy 385 KM każdy, montowane na szczytkowych skrzydłach. 3-łopatowe śmigła Hartzell o stałych obrotach i o średnicy 2,36 m. Zbiorniki paliwa w tylnych częściach gondol silnikowych o łącznej pojemności 822 l. Całkowita objętość 2 zbiorników oleju 33 l.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI**

Skyservant jest wersją rozwojową samolotu Do 28, którego pierwszy prototyp z 2 silnikami Lycoming —  $2 \times 180 \text{ KM}$ , został oblatany 29.IV.1959 r. W 1960 r. rozpoczęto produkcję wersji Do-28A-1 wyposażonej w silniki Lycoming —  $2 \times 250 \text{ KM}$ . Następna wersja — Do-28D Skyservant — jest całkowicie nową konstrukcją, jedynie układ samolotu pozostał niezmienny. Prototyp Do-28D został oblatany 23.II.1966 r. Samolotów Do-28D zbudowano 7 sztuk. Od 1968 r. produkowana jest wersja Skyservanta Do-28D-1 o zwiększonej rozpiętości oraz większym ciężarze całkowitym.

Skyservant posiada 6 światowych rekordów w klasie C-1e zdobytych 15.III.1972 r. Wyprodukowano ponad 100 sztuk z zamówionych około 200.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	15,5 m
Długość	11,26 m
Wysokość	3,9 m
Powierzchnia nośna	28,6 m <sup>2</sup>
Ciężar własny	2190 kG
Ciężar całkowity maks.	3700 kG
Prędkość maks. (na $h = 3200 \text{ m}$ )	320 km/h
Prędkość przelotowa maks. (na $h = 3050 \text{ m}$ )	286 km/h
Prędkość min. (kłapy wychylone)	65 km/h
Wznoszenie	6 m/s
Pułap	7750 m
Zasięg maks. (na $h = 3050 \text{ m}$ )	1810 km
Rozbieg	240 m
Dobieg	190 m
Osiągi podano dla ciężaru całkowitego 3650 kG.	

R. M.

Szybowiec wysokowyczynowy

**KONSTRUKCJA**

2-miejscowy wolnonośny grzbietopłat. W konstrukcji nośnej płata zastosowano tworzywo sztuczne zbrojone włóknem węglowym.

**Plat.** 5-częściowy o rozpiętości 29 m lub 3-częściowy o rozpiętości 26 m. Środkowa część o rozpiętości 8 m wykonana z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem węglowym. Na części zewnętrznej płata wykorzystano wykonane z laminatu szklanego (konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem z balsy) skrzydła szybowca SB-9, dokonując niewielkich przeróbek. Profil wewnętrznej części płata Wortmann 62-K-153 (modyfikowany), doczepnych wewnętrznych części skrzydeł Wortmann 62-K-131 (modyfikowany) oraz części końcowych płata w wersji 5-częściowej Wortmann 60-126.

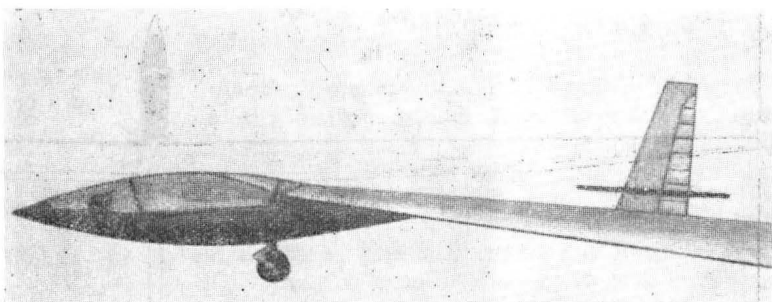
**Kadłub.** Osłony części przedniej wykonane z laminatu szklanego, rurowa część tylna ze stopu lekkiego. Fotele pilotów w układzie posobnym (tandem). 2-częściowa osłona kabiny z otwieraną częścią tylną.

**Usterzenie.** Wolnonośne o układzie klasycznym. Usterzenie poziome o profilu NACA 63-006A umieszczone na stateczniku pionowym nad kadłubem. Profil usterzenia pionowego NACA 64-012A u nasady oraz NACA 64-009A na końcu.

**Podwozie.** Jednokółowe z płozą ogonową. Koło główne chowane do kadłuba.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI**

SB-10 jest wersją rozwojową wykonanego w 1969 r. szybowca SB-9, który miał rozpiętość 22 m. Opracowany został podobnie jak szybowiec SB-9 przez studencki zespół konstrukcyjny, Akademię Braunschweig na politechnice w



Braunschwiku, wykonany zaś dzięki pomocy finansowej Ministerstwa Obrony. Prace badawcze i konstrukcyjne trwały około 2 lat. SB-10 oblatany zo-

stał 22.VII.1972 r. z płatem o rozpiętości 26 m. Drugiego oblotu dokonano z płatem o rozpiętości 29 m.

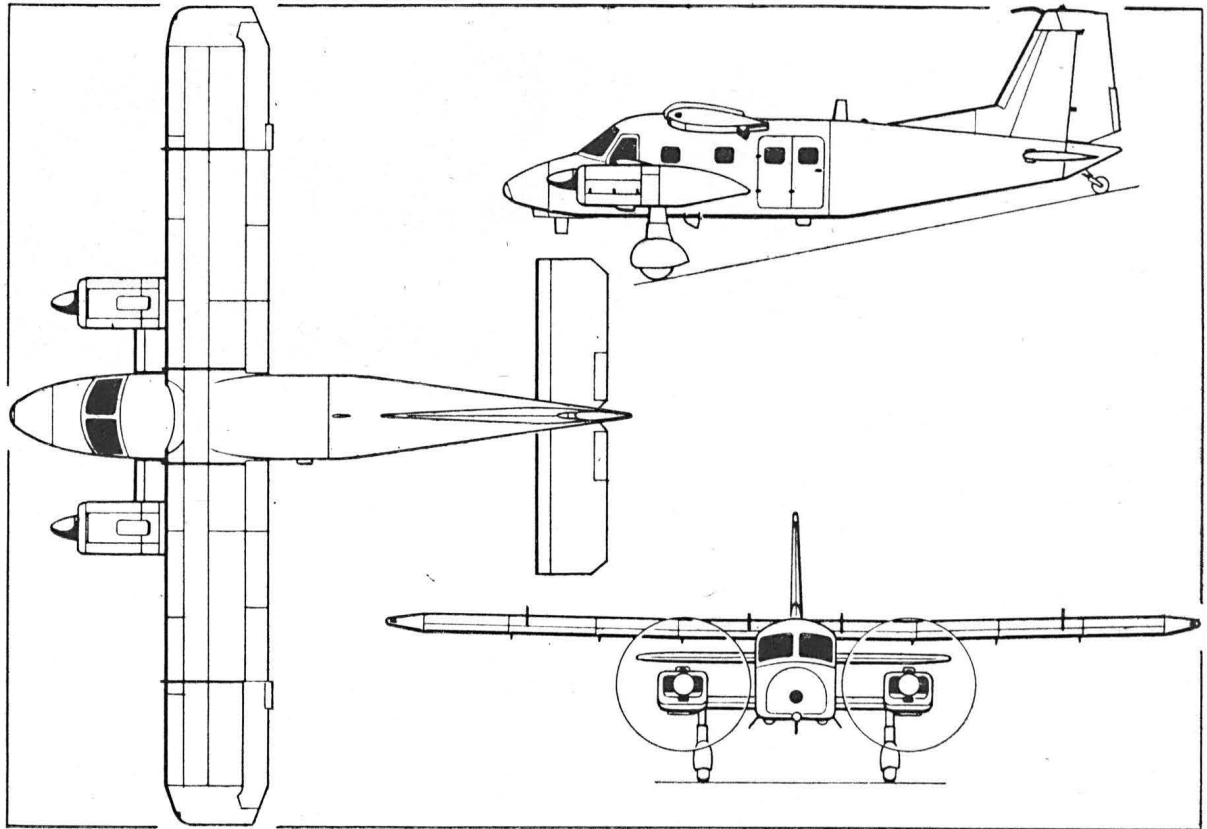
**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	29,00 m (26,00 m)
Powierzchnia nośna	22,95 m <sup>2</sup> (21,81 m <sup>2</sup> )
Wydłużenie	36,6 (31,0)
Wznios	$1,5^{\circ}$
Ciężar całkowity	897 (889 kG)
Ciężar własny	577 (569 kG)
Ciężar użyteczny	
z balastem 100 kG	320 kG
Obciążenie powierzchni	29÷39 (30÷41 kG/m <sup>2</sup> )
Prędkość min.	65 km/h
Doskonałość	53 (51)
— przy prędkości	90 km/h
Opadanie	0,41 (0,43) m/s
— przy prędkości	75 km/h
Prędkość maks.	200 (200) km/h

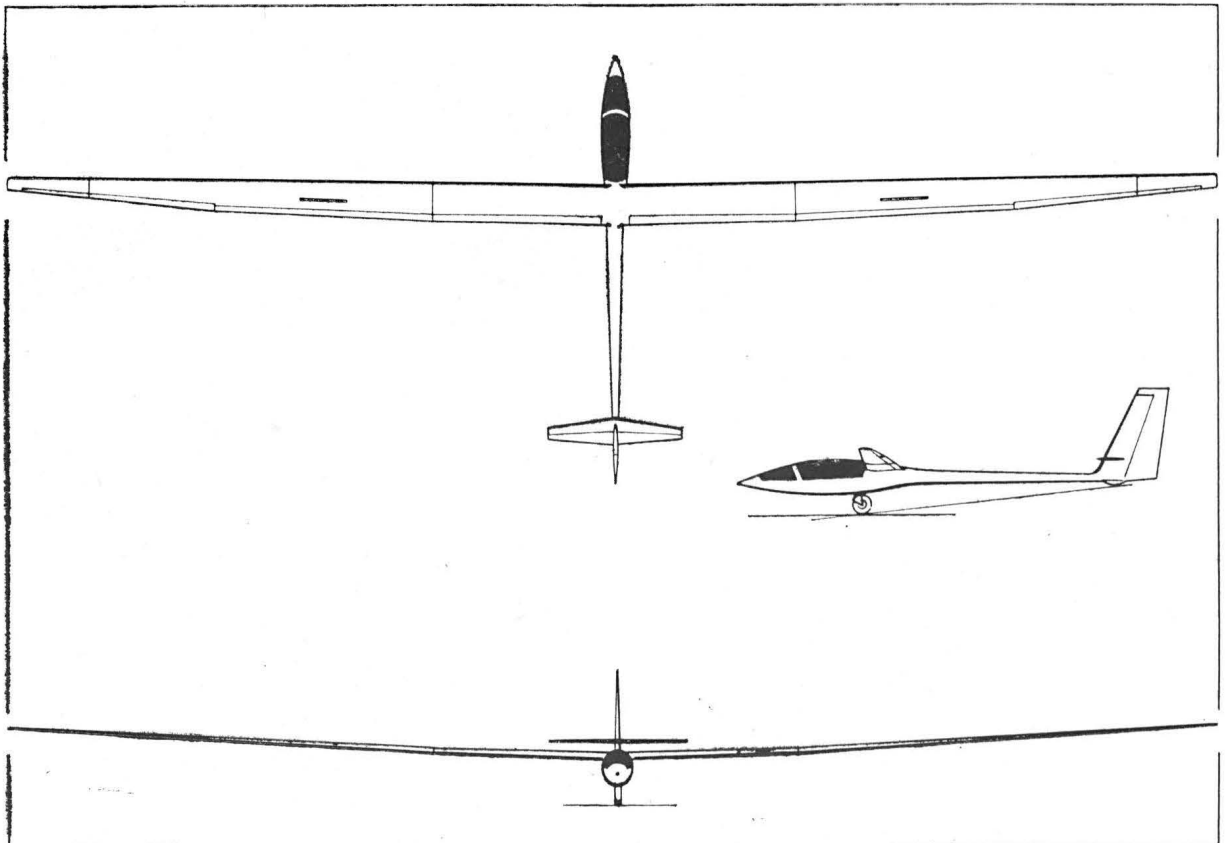
Wartości w nawiasach dotyczą 3-częściowego płata.

L. J.

# Bulldog



# SB-10



# WYKORZYSTANIE ZJAWISKA DOPPLERA DO POMIARU KĄTA ZNOSZENIA I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ SAMOLOTU

W artykule opisano przykłady wykorzystania zjawiska Dopplera w radarowych urządzeniach nawigacyjnych, za pomocą których można określić wartość prędkości podróźnej samolotu bez udziału środków naziemnych. Urządzenie to umożliwia pomiar kąta znoszenia i prędkości samolotu bez udziału urządzeń naziemnych. Opisano radar dwuwiazkowy z nieruchomym układem automatycznym oraz z ruchomym układem antenowym, a także radar trójwiązkowy, najczęściej stosowany. Ponadto opisano radar czterowiązkowy oraz radar Dopplera typu DISS-3P stosowany w samolotach średniego i dalekiego zasięgu produkcji radzieckiej.

## Zjawisko Dopplera

Zjawisko Dopplera w odniesieniu do promieniowania elektromagnetycznego polega na zmianie częstotliwości fali elektromagnetycznej odebranej w stosunku do emitowanej, wskutek wzajemnego poruszania się źródła promieniowania i odbiornika. Zjawisko to wykorzystywane jest w różnych gałęziach radiotechniki, między innymi może służyć do pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróźnej samolotu.

Na rysunku 1 pokazano samolot lecący z prędkością  $W$  i emitujący energię elektromagnetyczną w kierunku punktu  $A$ , znajdującego się na ziemi w odległości  $D$  od samolotu. Sygnał nadawany i odbierany, odbity od punktu  $A$ , można określić następująco:

$$u_{nad} = U_1 \sin(\omega_0 t + \Psi_0)$$

$$u_{odb} = U_2 \sin[\omega_0(t - t_D) + \Psi_0 + \Psi_A]$$

W równaniach tych przyjęto oznaczenia:

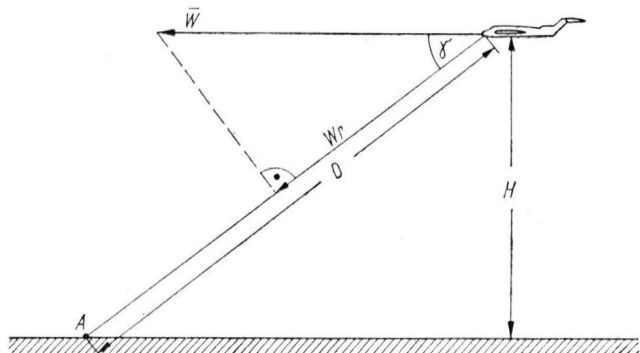
- $U_1, U_2$  — amplitudy sygnału emitowanego i odbieranego,
- $\omega_0$  — pulsacja emitowanych drgań,
- $\Psi_0$  — faza początkowa drgań,
- $\Psi_A$  — zmiana fazy sygnału spowodowana odbiciem.

Różnica faz obu drgań, spowodowana opóźnieniem sygnału odebranego w stosunku do wysyłanego o czas

$$t_D = \frac{2D}{c} \text{ i zmianą fazy podczas odbicia wynosi:}$$

$$\Delta\Psi = \omega_0 t_D + \Psi_A$$

Ponieważ samolot porusza się względem punktu  $A$ , zmiana fazy odpowiada zmianie częstotliwości o wartość  $F_D$ , przy tym:



1. Emisja i odbiór energii elektromagnetycznej jednowiazkową anteną umieszczoną na samolocie

$$\begin{aligned} \Omega_D = 2\pi F_D &= \frac{d(\Delta\Psi)}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \omega_0 \frac{2D}{c} + \Psi_A \right) = \frac{2\omega_0}{c} \frac{dD}{dt} = \\ &= \omega_0 \frac{2W_r}{c} \end{aligned} \quad (1)$$

Różnica częstotliwości sygnału wysyłanego i odebranego  $F_D$  nazywana jest częstotliwością dopplerowską.

Prędkość samolotu  $W_r$  względem punktu  $A$ , równa  $\frac{dD}{dt}$ , jest rzutem wektora prędkości podróźnej samolotu na kierunek promieniowania energii elektromagnetycznej. Jeżeli kąt pochylenia wiązki promieniującej energię w stosunku do powierzchni ziemi równy jest  $\gamma$ , to po przekształceniu wyrażenia (1), przy uwzględnieniu, że  $\lambda_0 = c \cdot f_0$ , otrzymuje się:

$$W = \frac{\lambda_0}{2 \cos \gamma} F_D \quad (2)$$

z czego wynika, że wartość prędkości podróźnej samolotu można uzyskać drogą pomiaru częstotliwości dopplerowskiej  $F_D$ . Pomiar taki realizowany jest w urządzeniach zwanych radarami Dopplera (lub dopplerowskimi).

## Radar Dopplera

Radar Dopplera jest urządzeniem nawigacyjnym, umożliwiającym pomiar kąta znoszenia i prędkości samolotu bez udziału środków naziemnych.

Zwykle radar, wspólnie z przelicznikiem nawigacyjnym i nadajnikiem kursu (kompasem), wchodzi w skład układu nawigacyjnego, który pozwala w sposób ciągły określać położenie samolotu oraz kurs i odległość do punktu docelowego.

Wyrażenie (2) dotyczy przypadku, w którym zarówno wektor prędkości podróźnej, jak i kierunek promieniowania energii leżą w jednej płaszczyźnie, przechodzącej przez oś podłużną samolotu.

W przypadku ogólnym (rys. 2) wektor prędkości podróźnej  $\bar{W}$  wskutek działania wiatru (wektor  $\bar{U}$ ) nie pokrywa się z wektorem prędkości rzeczywistej  $\bar{V}$ , leżącym na kierunku osi podłużnej samolotu.

Kąt zwarty między wektorami  $\bar{V}$  i  $\bar{W}$  jest kątem znoszenia  $\alpha$ . Przy założeniu, że antena jest obrócona o kąt  $\Theta$  w stosunku do osi podłużnej samolotu, wyrażenie (2) przyjmie postać:

$$W = \frac{\lambda_0}{2 \cos \gamma \cos(\Theta + \alpha)} F_D \quad (3)$$

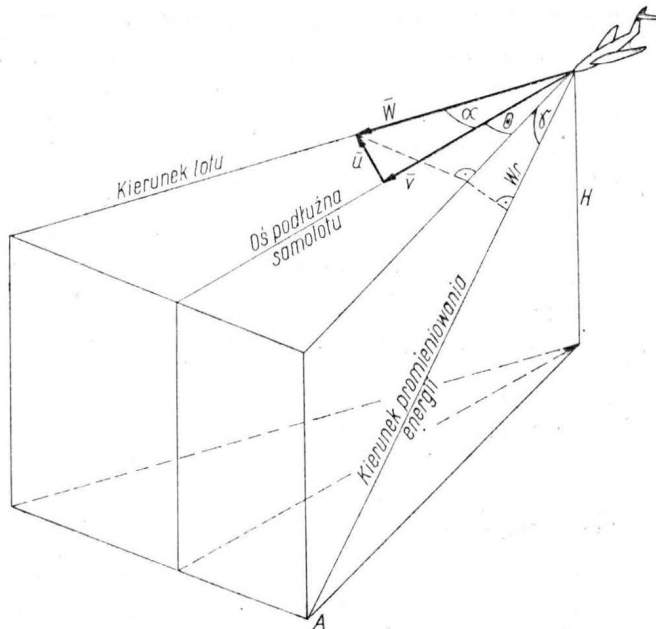
### Wykorzystanie zjawiska...

a częstotliwość  $F_D$  będzie określona równaniem

$$F_D = \frac{2W}{\lambda_0} \cos \gamma \cos (\Theta + \alpha)$$

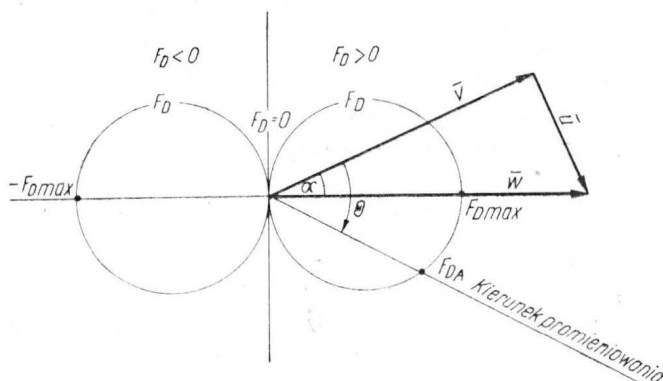
Zależność  $F_D = f(\Theta)$ , ilustruje wykres na rys. 3, z którego wynika, że częstotliwość  $F_D$  osiąga największą wartość bezwzględną, gdy antena zostaje obrócona o kąt  $\Theta = \alpha$  lub  $\Theta = 180^\circ + \alpha$ . Przy obróceniu anteny o kąt  $\Theta = \alpha + 90^\circ$  lub  $\Theta = \alpha + 270^\circ$  częstotliwość  $F_D$  będzie równa zero. Istnieją dwie metody, które w oparciu o tę zależność pozwalają na dokonanie pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróźnej.

a) *Metoda polegająca na obróceniu anteny ręcznie lub automatycznie o kąt, przy którym uzyskana częstotliwość  $F_D$  jest największa.* W tej sytuacji kąt ustawienia anteny  $\Theta$  będzie równy kątowi znoszenia. Wartość prędkości podróźnej może zostać określona z równania (3). Metoda ta prowadzi do powstawania dużych uchybów spowodowanych małymi zmianami częstotliwości w obszarze odczytu.

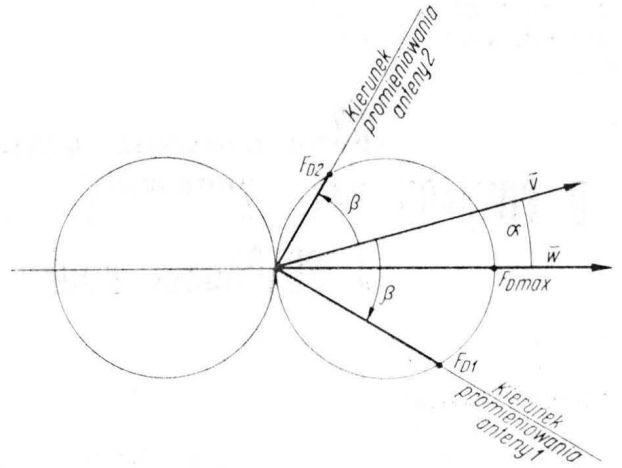


2. Charakterystyczne prędkości i kąty w przypadku lotu samolotu ze znoszeniem

Oznaczenia:  $\bar{V}$  — prędkość rzeczywista samolotu,  $\alpha$  — kąt znoszenia,  $\bar{W}$  — prędkość podróźna samolotu,  $\gamma$  — kąt pochylenia wiązki promieniowania,  $\bar{U}$  — prędkość wiatru,  $\theta$  — kąt obrotu anteny



3. Zależność częstotliwości dopplerowskiej od kąta ustawienia anteny



4. Określenie wartości częstotliwości dopplerowskiej w radarze dwuwiaźkowym z nieruchomym układem antenowym

b) *Metoda polegająca na obróceniu anteny o kąt  $\Theta$  równy  $\alpha + 90^\circ$  lub  $\alpha - 270^\circ$ , przy którym częstotliwość  $F_D$  jest równa zero.* Dokładność pomiaru kąta znoszenia w tym przypadku wzrasta lecz pomiar prędkości podróźnej staje się niemożliwy.

Obie metody nie spełniają wymagań stawianych radarom dopplerowskim. Z tego względu nie wykorzystuje się ich w osobnych urządzeniach lecz pomocniczo, w radiolokatorach pokładowych.

### Radar dwuwiaźkowy

Do równoczesnego pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróźnej z niezbędną dokładnością należy dysponować urządzeniem, które emituje i odbiera energię elektromagnetyczną przynajmniej z ruchomym i nieruchomym układem antenowym.

### Radar dwuwiaźkowy z nieruchomym układem antenowym

W urządzeniu takim pomiar prędkości podróźnej i kąta znoszenia prowadzony jest metodą porównania sygnałów odebranych obiema antenami. Anteny zwykle rozmieszczone są symetrycznie względem osi podłużnej samolotu pod kątem  $\beta$  (rys. 4).

Częstotliwości sygnałów dopplerowskich odebranych antenami określają wyrażenia:

$$F_{D_1} = F_{D_{\max}} \cos (\beta - \alpha)$$

$$F_{D_2} = F_{D_{\max}} \cos (\beta + \alpha)$$

Częstotliwości te zostają przetworzone w napięcia stałe w liniowych przetwornikach. Zakładając jednokowy współczynnik transformacji  $k$  otrzymuje się:

$$U_1 = kF_{D_{\max}} \cos (\beta - \alpha)$$

$$U_2 = kF_{D_{\max}} \cos (\beta + \alpha)$$

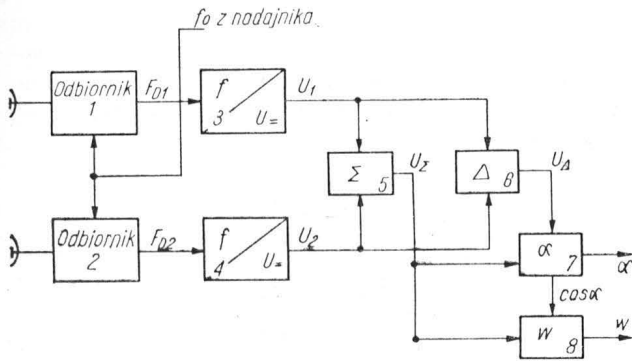
Tworząc sumę i różnicę tych napięć:

$$U_{\Sigma} = U_1 + U_2 = 2kF_{D_{\max}} \cos \beta \cos \alpha \quad (4)$$

$$U_{\Delta} = U_1 - U_2 = 2kF_{D_{\max}} \sin \beta \sin \alpha$$

można określić kąt znoszenia stosunkiem napięć  $U_{\Delta}$  i  $U_{\Sigma}$

**Wykorzystanie zjawiska...**



5. Uproszczony schemat blokowy radaru dwuwieżkowego z nieruchomym układem antenowym:

1, 2 — odbiorniki, 3, 4 — liniowe przetworniki częstotliwości w napięcie stałe, 5 — układ sumujący napięcia, 6 — układ odejmujący napięcia, 7 — układ wyliczający  $\alpha = \frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma}} \operatorname{ctg} \beta$

8 — układ wyliczający  $W = \frac{\lambda_0}{4K \cos \gamma \cos \beta} \cdot \frac{U_{\Sigma}}{\cos \alpha}$

$$\frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma}} = \operatorname{tg} \beta \operatorname{tg} \alpha \quad (5)$$

Uwzględniając, że kąt  $\alpha$  jest mały, wyrażenie (5) przyjmuje postać:

$$\alpha = \frac{U_{\Delta}}{U_{\Sigma}} \operatorname{ctg} \beta$$

Prędkość podrózną określa się z zależności (4) przez podstawienie wartości maksymalnej częstotliwości dopplerowskiej:

$$F_{D \max} = \frac{2W}{\lambda_0} \cos \gamma'$$

Otrzymuje się wtedy:

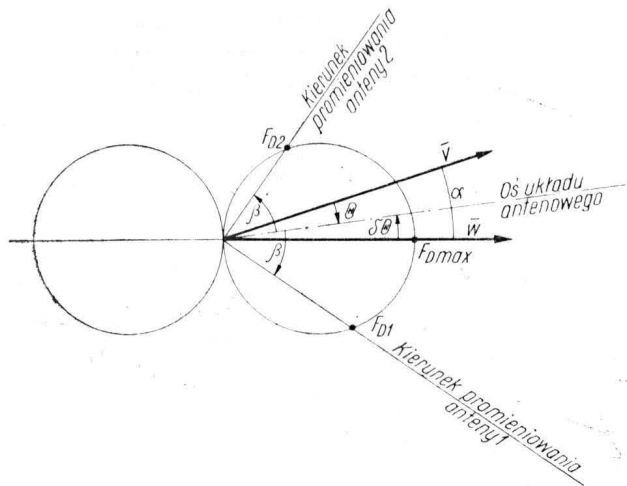
$$W = \frac{\lambda_0}{4K \cos \gamma \cos \beta} \cdot \frac{U_{\Sigma}}{\cos \alpha}$$

Uproszczony schemat blokowy takiego radaru poka-

zano na rys. 5.

**Radar dwuwieżkowy z ruchomym układem antenowym**

W urządzeniach tego typu układ antenowy zostaje obrócony o taki kąt  $\Theta$  (rys. 6), przy którym często-



6. Określenie częstotliwości dopplerowskiej w radarze dwuwieżkowym z ruchomym układem antenowym

liwości sygnałów dopplerowskich odebranych obiema antenami są równe. Oś symetrii układu antenowego pokrywa się wtedy z kierunkiem wektora prędkości podróźnej.

Częstotliwości sygnałów  $F_D$  odebranych poszczególnymi antenami można opisać wyrażeniami:

$$F_{D1} = F_{D \max} \cos(\beta - \delta\Theta)$$

$$F_{D2} = F_{D \max} \cos(\beta + \delta\Theta)$$

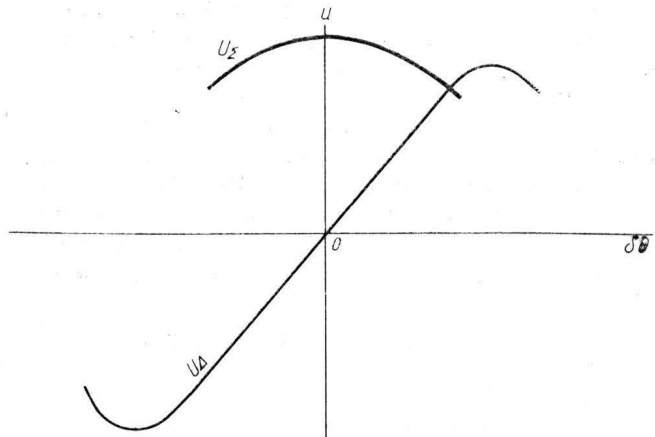
w których  $\delta\Theta$  oznacza odchylenie osi układu antenowego od kierunku wektora prędkości podróźnej. Suma i różnica napięć odpowiadających tym częstotliwościom będą wyrażone równaniami:

$$U_{\Sigma} = U_1 + U_2 = 2kF_{D \max} \cos \beta \cos \delta\Theta \quad (6)$$

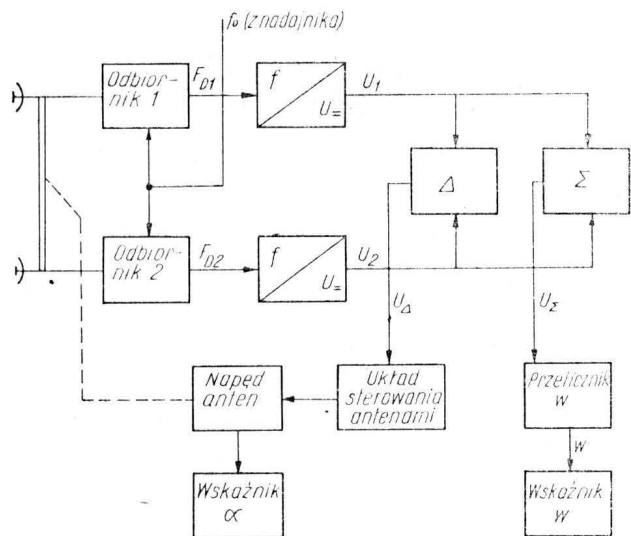
$$U_{\Delta} = U_1 - U_2 = 2kF_{D \max} \sin \beta \sin \delta\Theta$$

Zależności  $U_{\Sigma} = f(\delta\Theta)$  i  $U_{\Delta} = f(\delta\Theta)$  przedstawiono na rys. 7. Charakter zależności  $U_{\Delta} = f(\delta\Theta)$  wskazuje na możliwość wykorzystania napięcia  $U_{\Delta}$  jako sygnału sterującego układem nadążnym przeznaczonym do ciągłego, automatycznego określania kąta znoszenia.

Wartość prędkości podróźnej uzyskuje się w tym przypadku z napięcia  $U_{\Sigma}$ . Gdy oś symetrii układu



7. Zależność napięcia sumarycznego i różnicowego od kąta odchylenia  $\delta\Theta$



8. Uproszczony schemat blokowy dwuwieżkowego radaru z ruchomym układem antenowym

### Wykorzystanie zjawiska...

antenowego pokrywa się z kierunkiem wektora prędkości podłużnej, tzn.  $\delta\theta = 0$ , to z wyrażenia (6) otrzymuje się:

$$U_{\Sigma} = 2kF_{D_{\max}} \cos \beta$$

a po podstawieniu wartości  $F_{D_{\max}} = \frac{2W}{\lambda_0} \cos \gamma$

$$W = \frac{\lambda_0 U_{\Sigma}}{4K \cos \gamma \cos \beta}$$

Uproszczony schemat radaru dwuwiązkowego z ruchomym układem antenowym przedstawiono na rys. 8.

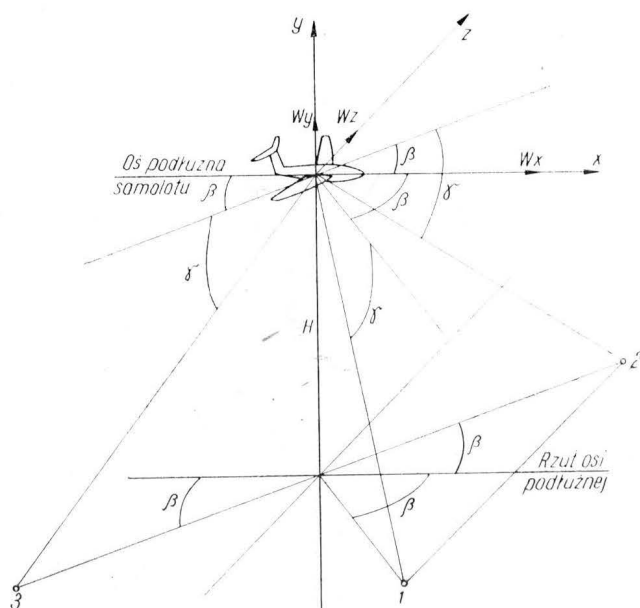
### Radar trójwiązkowy

W praktyce najczęściej stosowane są radary trójwiązkowe lub czterowiązkowe. W takich urządzeniach możliwe jest, w razie konieczności, zmierzenie składowej pionowej prędkości. Realizacja techniczna urządzeń trójwiązkowych wymaga konstruowania 3 torów odbiorczych, albo kolejnego podłączenia sygnałów odebranych poszczególnymi wiązkami do jednego toru odbiorczego.

Rozpatrując rys. 9 otrzymać można zależności, które pozwalają określić wszystkie trzy składowe prędkości samolotu — podłużną  $W_x$ , poprzeczną  $W_z$  i pionową  $W_y$ . Dla zilustrowania omawianej metody rozpatrzmy przypadek, gdy kąt znoszenia  $\alpha = 0$ . Samolot umieszczony jest w początku układu współrzędnych. Wiązki 1, 2 i 3 rozmieszczone są po obu stronach osi podłużnej samolotu pod kątem  $\beta$  (dwie skierowane są do przodu, jedna do tyłu) i nachylone w stosunku do poziomu pod kątem  $\gamma$ . Częstotliwości sygnałów dopplerowskich dla poszczególnych wiązek będą równe:

$$F_{D_1} = \frac{2}{\lambda_0} (W_x \cos \beta \cos \gamma - W_z \sin \beta \cos \gamma - W_y \sin \gamma)$$

$$F_{D_2} = \frac{2}{\lambda_0} (W_x \cos \beta \cos \gamma + W_z \sin \beta \cos \gamma - W_y \sin \gamma)$$



9. Rozmieszczenie wiązek radaru trójwiązkowego

$$F_{D_3} = \frac{2}{\lambda_0} (W_x \cos \beta \cos \gamma + W_z \sin \beta \cos \gamma + W_y \sin \gamma)$$

Odpowiednie składowe prędkości uzyskuje się mierząc sumy lub różnice częstotliwości dopplerowskich odebranych przez dwie różne wiązki. W rezultacie otrzymuje się wyrażenia:

$$W_x = \frac{|F_{D_1}| + |F_{D_3}|}{4 \cos \gamma \cos \beta} \lambda_0$$

$$W_z = \frac{|F_{D_2}| - |F_{D_1}|}{4 \cos \gamma \sin \beta} \lambda_0$$

$$W_y = \frac{|F_{D_3}| - |F_{D_2}|}{4 \sin \gamma} \lambda_0$$

z których wynika, że w układzie z dwustronnym rozmieszczeniem wiązek, przy pomiarze poziomych składowych prędkości, podczas sumowania sygnałów przedniej i tylnej wiązki kompensuje się składowa pionowa prędkości. Ma to bardzo ważne znaczenie, gdyż pozwala w dużym stopniu zmniejszyć uchyb pomiaru spowodowany pochyleniem samolotu.

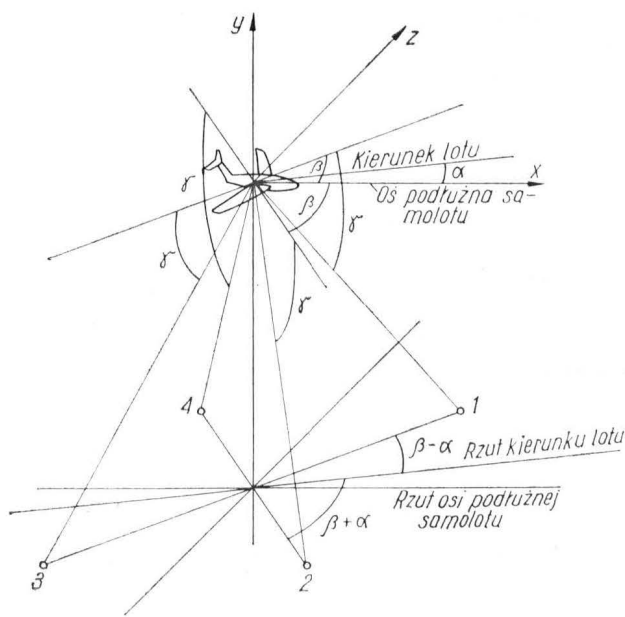
### Radar czterowiązkowy

Na rysunku 10 pokazano schematycznie rozmieszczenie wiązek w takim układzie i charakterystyczne kąty. Wiązki komutowane są parami (prawa przednia i lewa tylna oraz lewa przednia i prawa tylna). W związku z tym urządzenie ma 2 tory pomiarowe. Z prostych zależności geometrycznych można otrzymać, analogicznie jak poprzednio, wyrażenia określające częstotliwości dopplerowskie:

$$\text{dla wiązki 1 i 3 } F_{D_{1-3}} = \frac{2W}{\lambda_0} \cos(\beta - \alpha) \cos \gamma$$

$$\text{dla wiązki 2 i 4 } F_{D_{2-4}} = \frac{2W}{\lambda_0} \cos(\beta + \alpha) \cos \gamma$$

Z wyrażeń tych otrzymuje się wartości  $W$  i  $\alpha$ . Jeden ze sposobów rozwiązania tego układu równań z dwie-



10. Rozmieszczenie wiązek symetrycznego radaru czterowiązkowego

## Wykorzystanie zjawiska...

ma niewiadomymi zostanie przedstawiony przy omawianiu radaru DISS-3P.

### Analiza sygnału odbitego

Wspomniano już, że w wyniku emisji energii elektromagnetycznej wiązką leżącą w jednej płaszczyźnie z wektorem prędkości podróży  $\vec{W}$ , odebrana częstotliwość dopplerowska ma wartość  $F_D$  określoną równaniem:

$$F_D = \frac{2W \cos \gamma}{\lambda_0}$$

Obracając tę płaszczyznę wokół podłużnej osi samolotu i zachowując kąt  $\gamma = \text{const}$ , ślad wiązki wykreśli na powierzchni ziemi hiperbole, będącą miejscem geometrycznym punktów, od których odbity sygnał powraca z tą samą częstotliwością.

W rozważaniach teoretycznych przyjmowano, że energia emitowana odbija się od jednego punktu, tzn. że charakterystyka kierunkowa anteny ma nieskończenie małą szerokość. Rzeczywisty kształt wiązki po-

woduje, że sygnał odbity nie stanowi jednej częstotliwości lecz widmo o kształcie zbliżonym do krzywej Gaussa.

Otrzymane dotychczas równania są słuszne jeżeli zamiast częstotliwości  $F_D$  zostanie podstawiona pewna pośrednia częstotliwość widma sygnału. W radarze dopplerowskim do tego celu dokonuje się pomiaru średniej kwadratowej częstotliwości widma, która z wystarczającą dokładnością pokrywa się z częstotliwością środkową.

Na rysunku 11 pokazano izoczęstotliwościowe hiperbole symetrycznego układu czterowiązkowego. Pozwalają one określić wpływ znoszenia, przechylenia i pochylenia samolotu na charakter sygnału odbitego.

W przypadku lotu poziomego bez znoszenia (rys. 11a) ślady wiązek padają na jednakowe hiperbole izoczęstotliwościowe. Widma sygnałów odebranych poszczególnymi wiązkami pokrywają się.

W przypadku lotu samolotu z pochyleniem bez znoszenia (rys. 11b) wpływ pochylenia na pomiar częstotliwości jest eliminowany przez to, że widma sygnałów odebranych przednimi i tylnymi wiązkami są przesunięte w przeciwne strony. Podobnie kompensowany jest wpływ przechylenia samolotu podczas lotu ze znoszeniem lub pochyleniem. Ze wzrostem wartości kątów przechylenia i pochylenia samolotu wzrasta uchyb pomiaru częstotliwości wskutek różnych dla poszczególnych wiązek odległości samolotu od powierzchni ziemi. Średnia kwadratowa częstotliwości łączącego widma jest przesunięta w stronę sygnału o większej mocy.

Przypadek lotu poziomego ze znoszeniem oraz charakterystyki częstotliwościowe sygnałów sterujących torami pomiarowymi pokazano na rys. 11c.

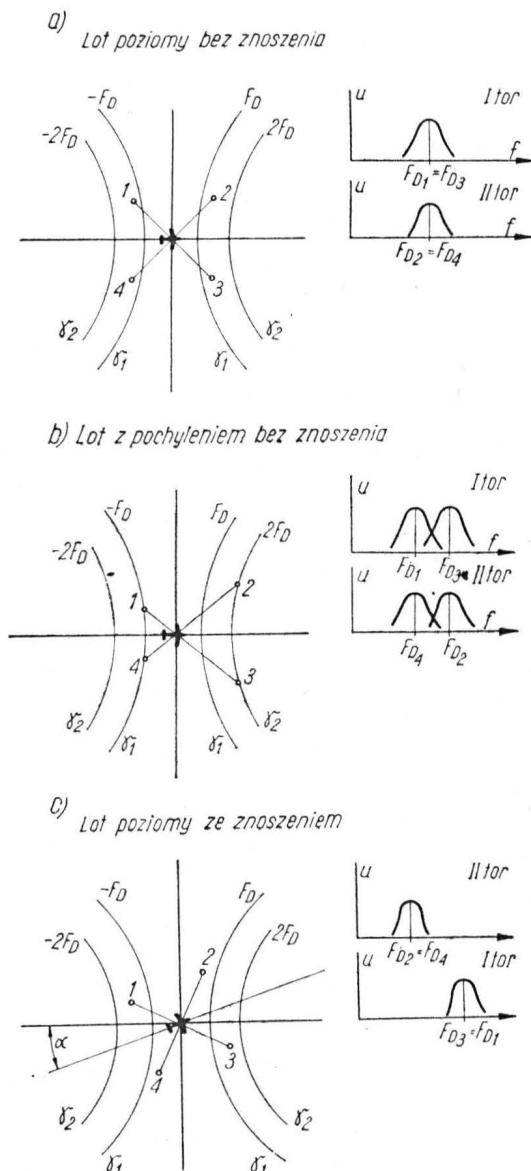
Widmo sygnału odbitego od powierzchni morza ma nieco inny charakter wskutek różnej wartości współczynnika odbicia w granicach szerokości wiązki. Maksimum widma zostaje przesunięte w stronę mniejszych częstotliwości. Zjawisko to powoduje powstawanie dodatkowego uchybu przy pomiarze częstotliwości. Uchyb ten jest kompensowany przez wprowadzenie poprawki. Dokładna wartość poprawki jest trudna do ustalenia ze względu na jej zależność od stopnia pofalowania powierzchni morza.

### Radar Dopplera typ DISS-3P

Radar DISS-3P, instalowany w samolotach średniego i dalekiego zasięgu produkcji radzieckiej, umożliwia pomiar kąta znoszenia w zakresie  $\pm 25^\circ$  oraz prędkości podróży w przedziale 200—1300 km/h.

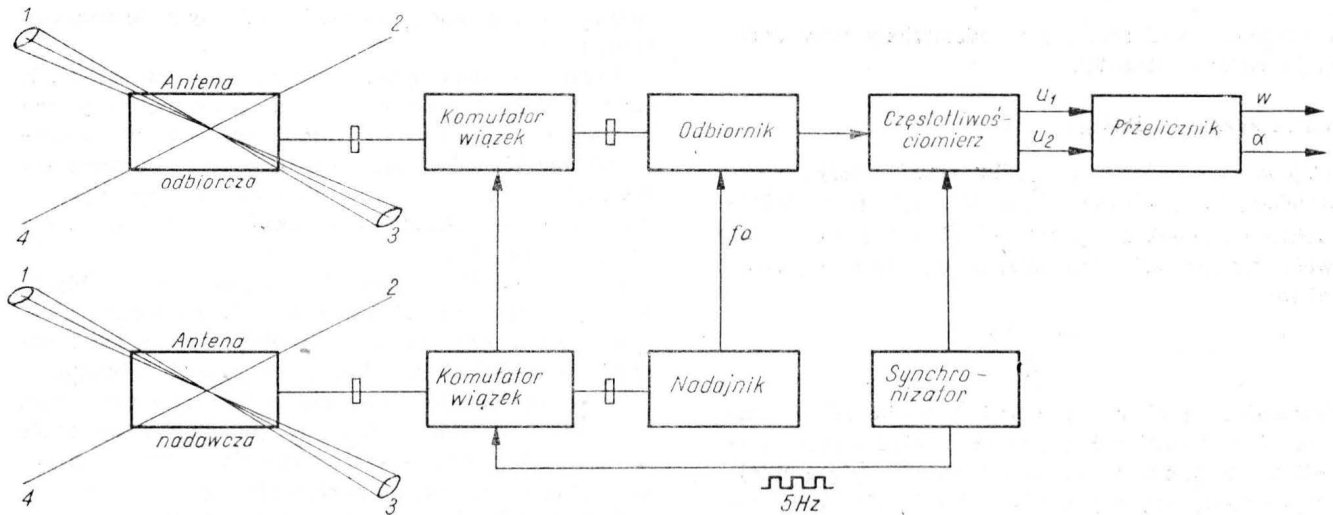
DISS-3P, którego schemat pokazano na rys. 12, jest radarem czterowiązkowym. Wytworzony w nadajniku niemodulowany sygnał o częstotliwości 10 GHz i mocy 5—7 W jest kolejno emitowany wiązkami 1—3 i 2—4 anteny nadawczej i w tej samej kolejności odbierany przez antenę odbiorczą. Odbiornik wykonany jest w układzie superheterodynowym z podwójną przemianą częstotliwości. Stanowi on, podobnie jak i nadajnik, typową konstrukcję dla tego zakresu częstotliwości.

Uzyskany na wyjściu odbiornika sygnał dopplerowski steruje na przemian dwoma torami pomiarowymi częstotliwościomierza. W częstotliwościomierzu uzyskuje się dwa napięcia stałe  $U_1$  i  $U_2$ , proporcjonalne do średnich kwadratowych częstotliwości widm w torach pomiarowych. Na podstawie otrzymanych napięć



11. Charakter widma częstotliwości dopplerowskich w różnych warunkach lotu

Wykorzystanie zjawiska...



12. Schemat blokowy radaru DISS-3P

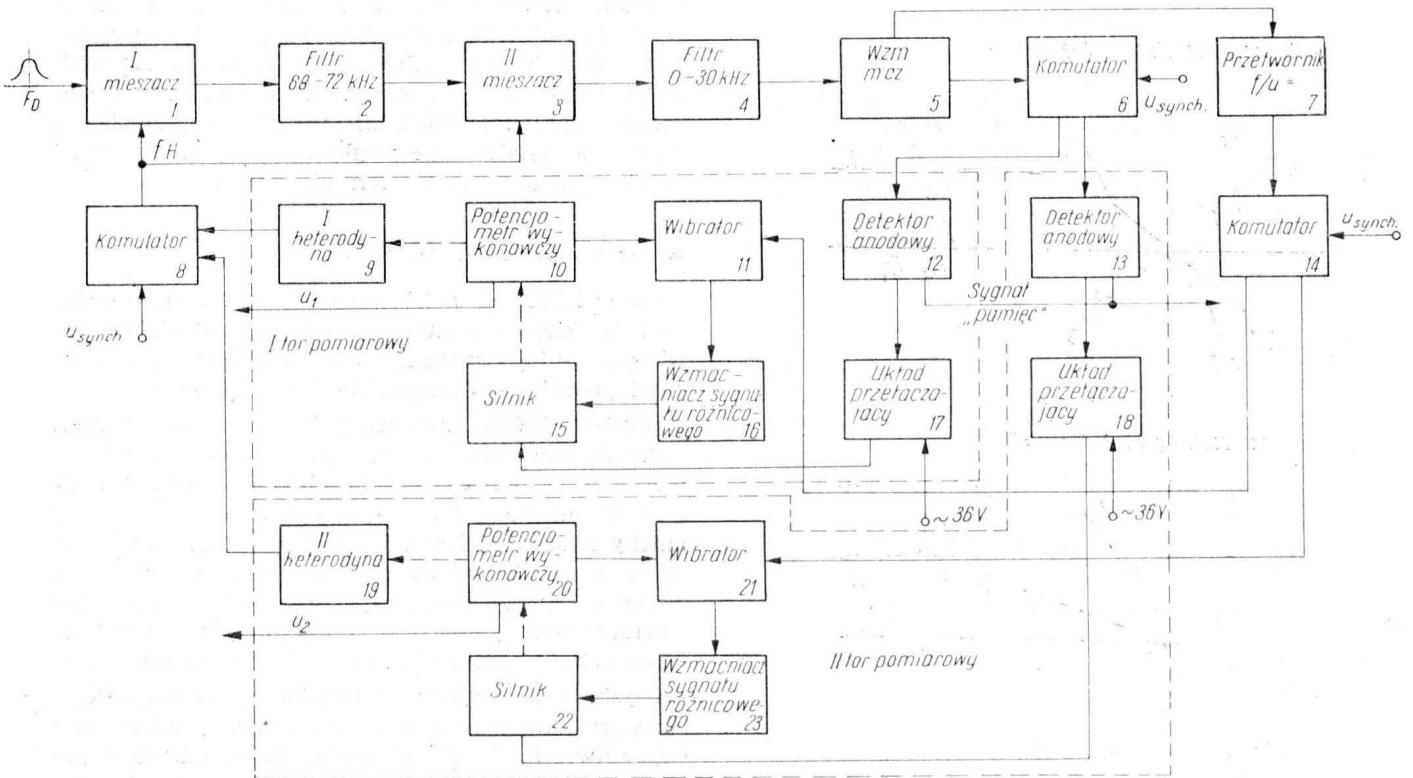
$U_1 = kF_{D1-3}$  i  $U_2 = kF_{D2-4}$  w przeliczniku obliczane zostają wartości prędkości podróźnej i kąta znoszenia.

Przy rozpatrywaniu sygnału wyjściowego odbiornika należy uwzględnić szumy, leżące w całym jego pasmie przenoszenia. Szumy zwiększają uchyb pomiaru średniej kwadratowej częstotliwości widma sygnału dopplerowskiego oraz utrudniają działanie urządzenia przy niekorzystnym stosunku sygnału do szumu, co ma miejsce podczas lotu na dużych wysokościach lub nad spokojną powierzchnią morza. Wpływ szumów można ograniczyć przez odpowiednie zawężenie pasma przenoszenia toru pomiarowego. Najczęściej na wejściu częstotliwościomierza stosuje się filtr wąskopasmowy, przepuszczający określone pasmo sygnałów, a obcinający szumy leżące poza nim.

Ponieważ środkowa częstotliwość widma dopplerowskiego może, w zależności od prędkości samolotu,

zmieniać swoją wartość w szerokich granicach, a skonstruowanie filtra wąskopasmowego odpowiednio przestrajanego jest trudne, problem filtracji rozwiązano w sposób pośredni. Na wejście nieprzestrajanego filtra, przepuszczającego częstotliwości leżące w pasmie 68—72 kHz podaje się widmo częstotliwości pośrednich o środkowej częstotliwości 70 kHz, które uzyskano w I mieszaczu w wyniku przemiany sygnału dopplerowskiego z odpowiednio dobranym sygnałem heterodynowym. Przestrajanie heterodyny odbywa się automatycznie, za pomocą układu nadążnego. Schemat blokowy częstotliwościomierza, z zastosowaniem w obu torach pomiarowych nadążnym układem wąskopasmowej filtracji, pokazano na rys. 13.

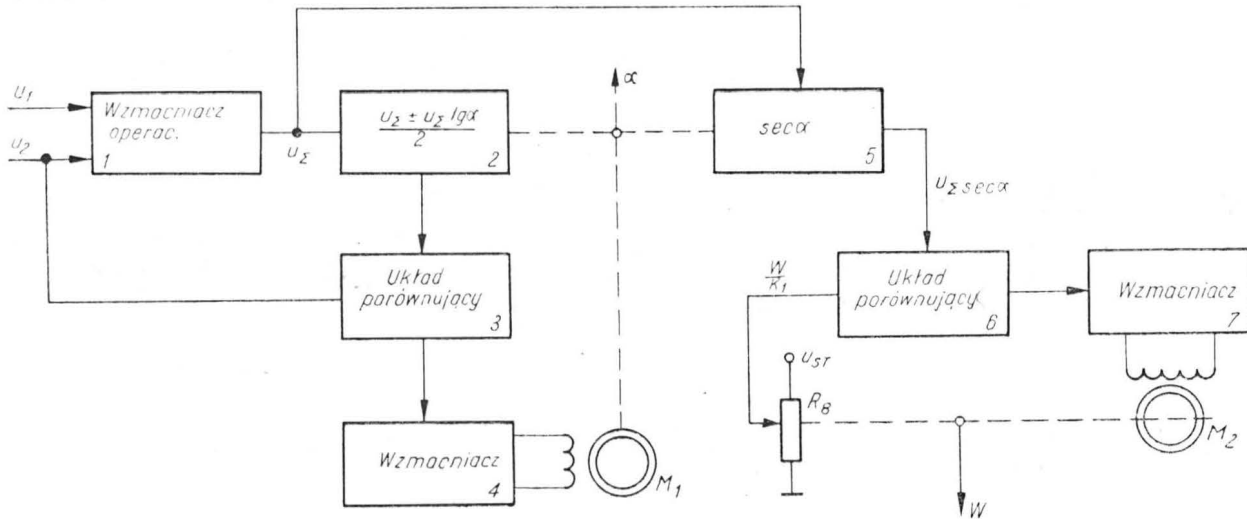
Przełączanie dwóch identycznych torów pomiarowych dokonuje się za pomocą komutatorów 6, 8, 14



13. Schemat blokowy częstotliwościomierza radaru DISS-3P połączenia liniami przerywanymi między blokami oznaczają sprzężenia mechaniczne



## Wykorzystanie zjawiska...



14. Schemat blokowy przelicznika radaru DISS-3P

synchronizowanych napięciem prostokątnym o częstotliwości 5 Hz, wytwarzanym w osobnym podzespole. Działanie toru pomiarowego przedstawić można następująco.

Otrzymane na wyjściu odbiornika widmo sygnałów o środkowej częstotliwości  $F_D$  doprowadzone zostaje wraz z sygnałem heterodynowym  $f_n$  na pierwszy mieszacz (1). W wyniku mieszania różnicowego widmo sygnałów zostaje przesunięte na środek pasma przenoszenia filtru wąskopasmowego (2). Pasma filtru wybrano z uwzględnieniem maksymalnej szerokości widma.

Uzyskane widmo częstotliwości pośrednich, zgrupowane wokół częstotliwości:

$$f_{pcz} = f_n - f_D \quad (8)$$

poddawane zostaje drugiej przemianie z tym samym sygnałem heterodynowym. W wyniku przemiany uzyskuje się widma zgrupowane wokół częstotliwości  $f_n + f_{pcz}$ ;  $f_n - f_{pcz}$ ;  $f_n$  i ich kombinacji.

Filtr (4) o pasmie przenoszenia 0–30 kHz przepuszcza widmo o środkowej częstotliwości  $f_n - f_{pcz} = F_D$ . W ten sposób odtworzone zostaje oryginalne widmo dopplerowskie.

Z wyjścia filtru sygnał przez wzmacniacz m.c. (5) doprowadzany zostaje na przetwornik liniowy częstotliwości w napięciu stałe (7). Na wyjściu przetwornika otrzymuje się napięcie proporcjonalne do średniej kwadratowej częstotliwości widma sygnału. Napięcie to za pomocą wibratora (11) jest porównywane z napięciem na potencjometrze wykonawczym (10), sprzężonym mechanicznie z silnikiem (15) i mechanizmem przestrajającym heterodynę. Sygnał różnicowy po wzmacnieniu steruje silnikiem w ten sposób, aby był zawsze spełniony warunek określony równaniem (8), przy zachowaniu którego częstotliwość widma sygnału równa jest środkowej częstotliwości filtru (3).

W przypadku chwilowego zaniku sygnału na wyjściu wzmacniacza m.c. heterodyna jest liniowo przestrajana w zakresie 73–80 kHz, za pomocą silnika (15) zasilanego bezpośrednio z sieci 36 V/400 Hz. Przestrajanie heterodyny odbywa się do chwili wykrycia przez detektor (12) sygnału na wyjściu wzmacniacza m.c. Po wykryciu sygnału silnik ponownie zostaje podłączony do wzmacniacza (16).

Podczas przestrajania heterodyny wytwarzany jest tzw. sygnał „Pamięć”, za pomocą którego odłączone zostają napięcia zasilające silniki wykonawcze  $M_1$  i  $M_2$  przelicznika (rys. 14) oraz uruchomiona zostaje sygnalizacja świetlna.

Z suwaków potencjometrów wykonawczych, znajdujących się w obu torach pomiarowych, otrzymuje się napięcia  $U_1$  i  $U_2$  sterujące przelicznikiem. Znając ich wartość można przez podstawienie  $U_\Sigma = U_1 + U_2$  sprowadzić układ równań (7) do postaci:

$$U_2 = \frac{U_\Sigma \pm U \operatorname{tg} \alpha}{2} \quad (9)$$

$$U_\Sigma \sec \alpha = \frac{W}{k_1} \quad (10)$$

gdzie  $k_1 = \text{const}$

Układ równań (9, 10) z niewiadomymi  $W$  i  $\alpha$  jest rozwiązywany w przeliczniku pokazanym na rys. 14. Wzmacniaczem operacyjnym sumuje się napięcia  $U_1$  i  $U_2$  oraz dokonuje inwersji znaku uzyskanej sumy. Następnie napięcie  $U_\Sigma$  w członie (2) układu, za pomocą potencjometru o charakterystyce tangensowej, zostaje przekształcone do postaci  $\frac{U_\Sigma \pm U_\Sigma \operatorname{tg} \alpha}{2}$  i porównane w członie (3) z napięciem  $U_2$ . Uzyskany sygnał różnicowy po wzmacnieniu steruje silnikiem  $M_1$  sprzężonym mechanicznie z potencjometrami  $\operatorname{tg} \alpha$  i  $\sec \alpha$  w ten sposób, aby napięcie odpowiadające prawej stronie równania (9) równało się napięciu odpowiadającemu lewej stronie tegoż równania.

Suwaki potencjometrów zostają wtedy odchylone o kąt  $\alpha$  równy kątowi znoszenia. W podobny sposób, przez porównanie napięcia  $U_\Sigma \sec \alpha$  z napięciem  $\frac{U}{k_1}$  uzyskanym z potencjometru  $R_8$ , zasilanego stabilizowanym napięciem, otrzymuje się wartość prędkości podróży  $W$ .

Konstrukcyjnie radar składa się z ośmiu zespołów o łącznym ciężarze 67 kG, w tym 67 lamp i 46 transformatorów.

Dok. na III str. okł.

# PROBLEMY KSZTAŁTU SAMOLOTU NADDŹWIĘKOWEGO

W „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1971 nr 9 ukazał się artykuł mgra inż. K. Gilewskiego pt. *Kształt samolotu naddźwiękowego* [1], w którym przedstawiono kształt samolotu nie wytwarzającego fal uderzeniowych i nie mającego oporu falowego w przepływie naddźwiękowym. Jak podkreśla sam autor, „kształt typu przelotowego jest jedynym rozwiązaniem samolotu naddźwiękowego **nie wytwarzającym** fal uderzeniowych w powietrzu”, i dalej „kształt ten wpływa jednocześnie na zmniejszenie oporu ruchu samolotu naddźwiękowego o wielkość tzw. oporu falowego”.

Zabierając głos na łamach TLiA, ograniczymy się tylko do wyjaśnienia niektórych podstawowych zagadnień aerodynamiki opływu naddźwiękowego „kształtu typu przelotowego” — dając odpowiedź, czy kształt taki ma zerowy opór falowy w proponowanym naddźwiękowym zakresie liczb Macha.

Wyjaśnimy najpierw, co to jest opór falowy. Opór falowy jest zjawiskiem właściwym aerodynamicznie prędkości przy- i naddźwiękowych. Związany jest on z transportem energii w dół przepływu od ciała w postaci fal ciśnieniowych, na podobieństwo do ruchu statku, który płynąc wytwarza fale powierzchniowe na lustrze wody. Ocenę oporu falowego można dokonać ze skoku entropii na fali. W pierwszym przybliżeniu dla niewielkich zmian entropii opór można wyrazić [2]:

$$X = \frac{T_\infty}{U_\infty} \int_A dm (s - s_\infty)$$

gdzie:

$T_\infty$ ,  $U_\infty$ ,  $s_\infty$  — odpowiednio temperatura, prędkość i entropia gazu w nieskończoności,

$X$  — opór falowy,

$s$  — entropia za falą,

$A$  — powierzchnia przekroju.

Każdemu pojawieniu się fali uderzeniowej w przepływie towarzyszy wzrost entropii, a więc i wystąpienie oporu falowego. Dla zakrzywionych fal uderzeniowych nierównomierny wzrost entropii za falą powoduje powstanie wirowości, co prowadzi do zwiększenia oporu falowego.

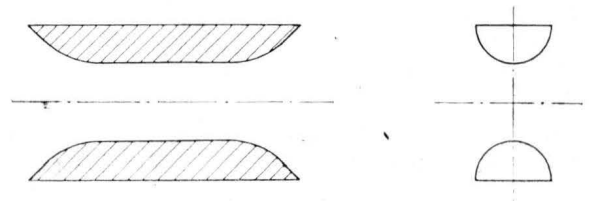
Według liniowej teorii Akkereta opór falowy profilu składa się z dwu części:

— składowej proporcjonalnej do kwadratu kąta natarcia, która nie zależy od geometrii profilu i równa jest zeru tylko dla zerowego kąta natarcia,

— składowej, której wielkość zależna jest od grubości profilu i stanowi opór profilu przy zerowej sile nośnej.

## Naddźwiękowy opływ ciała przelotowego

Rozpatrzmy teraz naddźwiękowy opływ ciała przelotowego przedstawionego na rys. 2, w pracy [1]. Niestety autor nie określił *explicite* rodzaju przepływu (płaski, osiowosymetryczny itp.), jak również nie podał, czy rozpatruje aerodynamikę gazu idealnego, czy rzeczywistego. Na rys. 1 przedstawił tzw. klasyczny kształt samolotu. Należy przypuszczać, że kształt ten pokazuje schematyzowany kadłub samolotu, a więc jest to ciało osiowosymetryczne. Jeżeli zastosujemy do tego ciała procedurę podaną przez autora „przecięcia wzdłuż osi klasycznego kształtu samolotu... i odsunięcie obydwu części na ujemną odległość  $h$ ” (co to jest ujemna odległość?), otrzymamy kształt przedstawiony na rys. 1.



1. Trójwymiarowe ciało typu przelotowego uzyskane z klasycznego kształtu samolotu za pomocą procedury opisanej w [1]

Opływ tego ciała jest trójwymiarowy. W dalszej treści artykułu autor nie rozważał trójwymiarowego opływu, zaś z rysunku 2 wynika, że „kształt typu przelotowego” ma nieskończone wydłużenie. Wobec tego rozważymy osobno przepływ płaski i osiowosymetryczny wokół ciała przelotowego. Przyjmijmy na początek, że gaz jest idealny, wskazując potem tylko na pewne efekty gazu rzeczywistego.

W przypadku płaskim opływ „kształtu przelotowego” odpowiada opłwowi dwupłata Busemanna. Przedstawimy tu uproszczoną analizę takiego opływu, wyjaśniając dokładnie mechanizm zmian oporu falowego dwupłata. Profil dwupłata Busemanna ma postać dwu równoramiennej trójkątów, ustawionych wierzchołkami do siebie o podstawach równoległych do kierunku przepływu w nieskończoności.

Krawędź natarcia każdego profilu powoduje falę uderzeniową skierowaną do wnętrza dwupłata oraz falę Macha skierowaną do przepływu zewnętrznego. Dla danej liczby Macha przepływu niezaburzonego  $Ma_\infty$  geometria dwupłata jest tak ukształtowana, że na wierzchołek każdego trójkąta profilu pada fala uderzeniowa z krawędzi natarcia przeciwnego profilu. Ta fala uderzeniowa zmienia z dokładnością do małych drugiego rzędu kierunek przepływu wzdłuż przedniej ścianki profilu na kierunek równoległy do

## Problemy kształtu...

kierunku przepływu w nieskończoności, nie odbijając się od wierzchołka. Dalej przepływ zmieni znowu kierunku na równoległy do tylnej ścianki profilu w fali rozrzedzeniowej, która wystąpi u wierzchołka profilu. Ta fala rozrzedzeniowa powinna paść na przeciwny profil tak, aby zneutralizować ogonową falę uderzeniową.

Zgodnie z liniową teorią Akkereta, przyjmując, że kąty wierzchołkowe w trójkątach równe są  $\theta$ , ciśnienie na przedniej ściance profilu  $AB$  będzie stałe i współczynnik ciśnienia będzie równy:

$$C_{pAB} = \frac{2\theta}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}$$

W obszarze  $BOB'P$  współczynnik ciśnienia wzrośnie wskutek padającej fali uderzeniowej do wartości:

$$C_{pBOB'P} = \frac{4\theta}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}$$

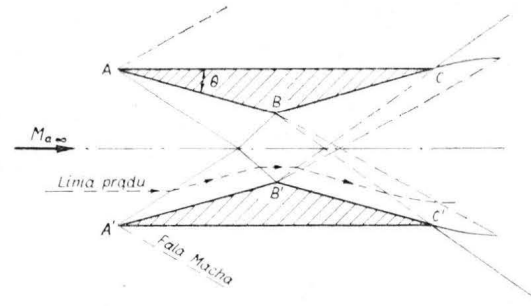
Ponieważ fala rozrzedzeniowa powoduje spadek współczynnika ciśnienia o  $\frac{2\theta}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}$ , to współczynnik ciśnienia na tylnej ściance profilu  $BC$  będzie równy

$$\frac{2\theta}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}$$

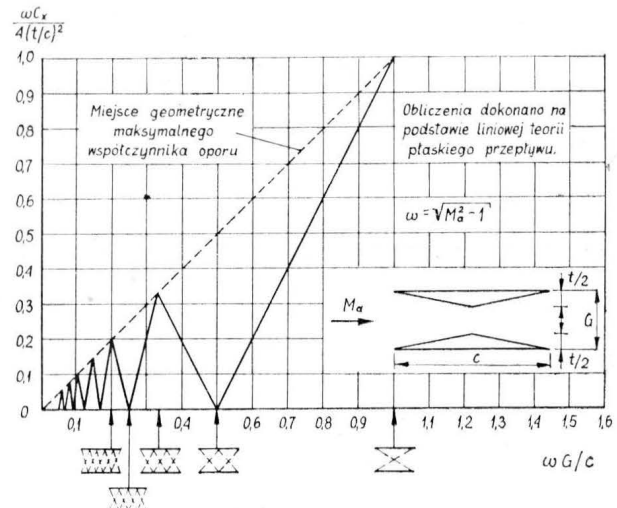
Współczynniki ciśnienia na ściankach  $AB$  i  $BC$  profilu są sobie równe, więc wypadkowa siła tych ciśnień będzie stanowiła tylko siłę nośną. Siła ta jest zrównoważona przez równą co do wartości, lecz przeciwnie skierowaną, siłą powstającą na przeciwnym profilu. Tak więc w rezultacie otrzymujemy zerowy opór falowy oraz zerową siłę nośną dwupłata Busemanna o określonej geometrii opływającego z określoną liczbą Macha  $Ma_\infty$  zwaną liczbą Macha obliczeniową.

Jeśli dwupłat opływany jest z inną niż obliczeniową liczbą Macha, to fale uderzeniowe z krawędzi natarcia nie padają na wierzchołki profili, wobec czego rozkład ciśnienia na profilach nie jest symetryczny. Opór falowy wynosi wtedy pewną skończoną wartość nierówną zero. W opisanym wyżej przypadku opływu dwupłata kąt natarcia  $\alpha$  równy był zeru. Dla niezerowego kąta natarcia opływu opór falowy takiego dwupłata Busemanna także nie będzie równy zeru. Teoretycznie możliwe jest uzyskanie zerowego oporu falowego dwupłata Busemanna w pewnym zakresie liczb Macha przez zmianę jego geometrii, tj. odpowiednią zmianę kąta profilu lub też zmianę odległości profili. Przesuwając odpowiednio do przodu lub do tyłu względem siebie wierzchołki profili można uzyskać dla niezerowego kąta natarcia  $\alpha$  zerowy opór falowy związany ze skończoną grubością profilu i opór falowy takiego dwupłata będzie równy oporowi falowemu płaskiej płytki.

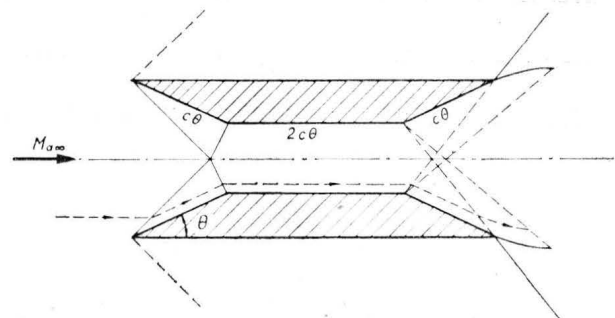
Należy wspomnieć, że zerowy opór falowy dwupłata Busemanna występować też będzie dla pewnych liczb Macha różnych od obliczeniowej. Będą to takie liczby Macha mniejsze od obliczeniowej, dla których fala uderzeniowa po jednokrotnym lub wielokrotnym odbiciu od przednich ścianek profili trafić będzie na przeciwny wierzchołek. W pracy [3] przedstawiono odpowiedni wykres, z którego można dla danej geometrii dwupłata odczytać wartości liczb Macha, dla



2. Opływ dwupłata Busemanna o trójkątnych profilach



3. Opór falowy dwupłata Busemanna w przepływie nadźwiękowym [3]



4. Naddźwiękowy opływ płaskiego ciała przelotowego z pracy [1] gazem idealnym

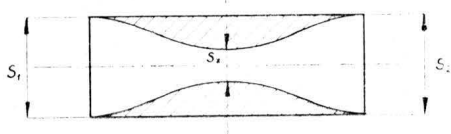
których opór falowy będzie równy zeru. Dla liczb Macha, dla których spełniona jest nierówność  $\sqrt{Ma_\infty^2 - 1} \cdot G/c > 1$  fala uderzeniowa z krawędzi natarcia nie pada na ściankę przeciwnego profilu i opór falowy dwupłata osiąga całkowitą wartość jak dla pojedynczych profili.

Po omówieniu podstawowych zjawisk gazodynamicznych opływu dwupłata Busemanna, wrócimy teraz do opływu ciała przelotowego rozważanego przez mgra inż. K. Gilewskiego. Przyjmując, że ciało to, jak powiedzieliśmy, jest płaskie i zastępując zaokrąglone naroża ostrymi, opływ jego można przedstawić jak na rys. 4.

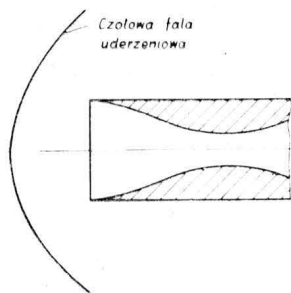
Wszystkie uwagi, które podano dla przypadku dwupłata Busemanna o profilach trójkątnych odnoszą się także do powyższej rozpatrywanego układu.

Zastanówmy się teraz nad przypadkiem osiowo-symetrycznego opływu kształtu przelotowego. Opływ naddźwiękowy tego kształtu odpowiada opłwowi dyfuzora naddźwiękowego zbieżno-rozbieżnego, ostatecz-

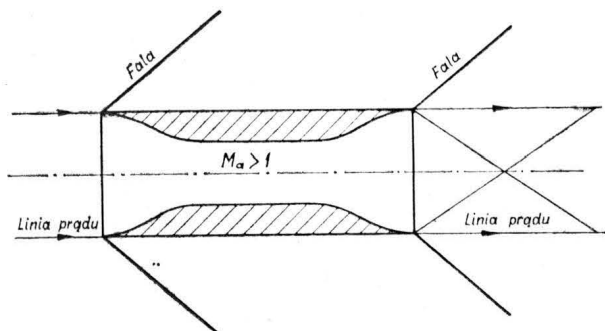
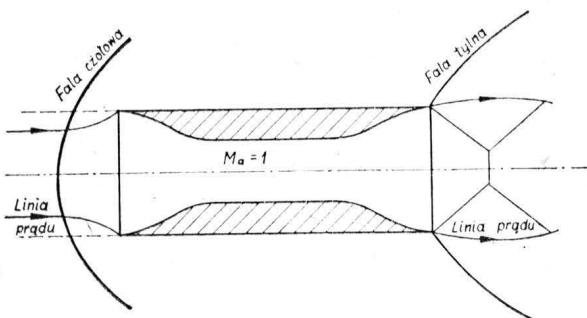
**Problemy kształtu...**



5. Zbieżno-rozbieżny dyfuzor jako ciało przelotowe osiowo-symetryczne



6. Optyw wlotu dyfuzora naddźwiękowego w przypadku liczby Macha  $Ma_\infty < Ma_{obl}$



7. Dwa przypadki optywu osiowosymetrycznego i kształtu przelotowego z [1]

ny więc model optywu zależeć będzie od geometrii dyfuzora, w szczególności od stosunku  $\frac{s^*}{s_1}$  oraz liczby Macha  $Ma_\infty$ . Analizując przepływ przez taki dyfuzor możemy go w pierwszym przybliżeniu potraktować jako odwrotną dyszę Lavalą. Określonej więc wartości  $\frac{s^*}{s_1}$  z rys. 5 odpowiada liczba Macha  $Ma_{obl}$ , którą można określić ze wzoru:

$$\frac{s_1}{s^*} = \frac{1}{Ma} \left[ \frac{1 + (\kappa - 1) Ma^2 / 2}{(\kappa + 1) / 2} \right]^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}}$$

Dla optywu z liczbą Macha  $Ma_\infty < Ma_{obl}$  gardło dyszy jest za wąskie na to, by przepuścić cały wydatek odpowiadający przekrojowi  $s_1$ , zmuszając nadmiar wydatku do optywu zewnętrznego. Wskutek tego przed wlotem powstanie silna uderzeniowa fala czołowa (rys. 6).

Ponieważ na szerokości wlotu fala jest prostopadła, więc przepływ za falą jest poddźwiękowy i ten poddźwiękowy strumień rozpędza się do prędkości krytycznej ( $Ma = 1$ ) w przekroju krytycznym. Jednakże

konieczne zwężenie rurki prądu dla osiągnięcia prędkości krytycznej jest teraz mniejsze niż odpowiednie zwężenie w gardle dyszy; związane to jest ze stratą ciśnienia całkowitego na prostopadłej fali uderzeniowej. Tak więc w takim dyfuzorze nie otrzymamy prędkości naddźwiękowej nawet przy obliczeniowej liczbie Macha. Na to, by cały wydatek odpowiadający przekrojowi  $s_1$  przechodził przez gardło dyfuzora, prostopadła fala uderzeniowa powinna być „pochłonięta” przez dyfuzor. Nie wdając się w dokładniejszą analizę pracy dyfuzora z falą uderzeniową, ograniczymy się do stwierdzenia, że charakter optywu dyfuzora zależy od tego, czy cały wydatek odpowiadający przekrojowi wlotowemu  $s_1$  i liczbie  $Ma_\infty$  przechodzi przez gardło, czy też nie. W związku z tym w zakresie prędkości naddźwiękowych możliwe są dwa przypadki statecznego optywu kształtu przelotowego, przedstawione na rys. 7.

Przypadek a odpowiada optywowi z odsuniętą falą uderzeniową i dowodzenie istnienia oporu falowego nie jest tu konieczne.

Przypadek b odpowiada optywowi ze związaną falą uderzeniową, przy czym przepływ jest wszędzie naddźwiękowy. Jeżeli krawędzie są ostre (zerowa grubość), w tym teoretycznym przypadku możliwe jest zredukowanie intensywności fal aż do fali Macha. Wtedy oczywiście opór falowy też dąży do zera. Niestety jest to przypadek czysto akademicki. Można tu jeszcze nadmienić, że przepływ przedstawiony na rys. 7 charakteryzuje się pewną histerezą, tzn. dla tej samej liczby  $Ma_\infty = Ma_{obl}$  może realizować się przypadek a lub b w zależności od sposobu rozpędzania do tej prędkości [4].

Jak już wspomniano, przypadek b jest czysto teoretyczny, a to z dwu powodów:

- 1) w praktyce w dyfuzorze nie realizuje się sprzężania bezuderzeniowe,
- 2) nie można (choćby ze względów technologicznych) wykonać krawędzi o „zerowej grubości”, jak również nie wskazane jest stosowanie ostrych krawędzi natarcia, gdyż praktycznie uniemożliwiają one lot na kątach natarcia  $\alpha \neq 0$  (wzlot).

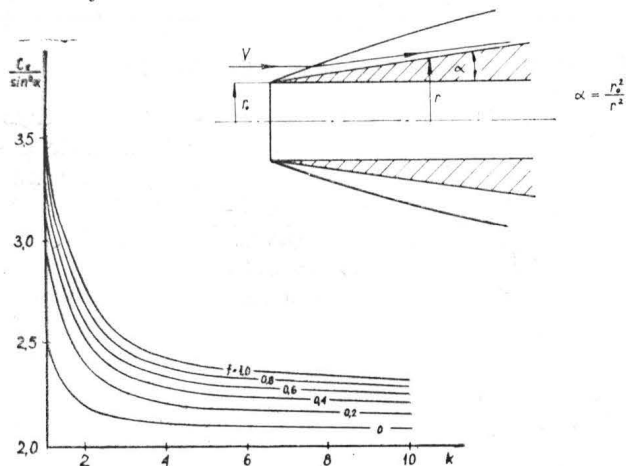
Należy nadmienić, że aerodynamiką ciał przelotowych interesowało się wielu gazodynamików i badania w tej dziedzinie zarówno teoretyczne, jak i doświadczalne prowadzone były intensywnie w latach 30 i 40.

Dla dużych naddźwiękowych prędkości opór ciała przelotowego osiowosymetrycznego, takiego jak na rys. 8, można obliczyć przy założeniu gazu idealnego. Wyniki badań przedstawia wykres zaczerpnięty z [4].

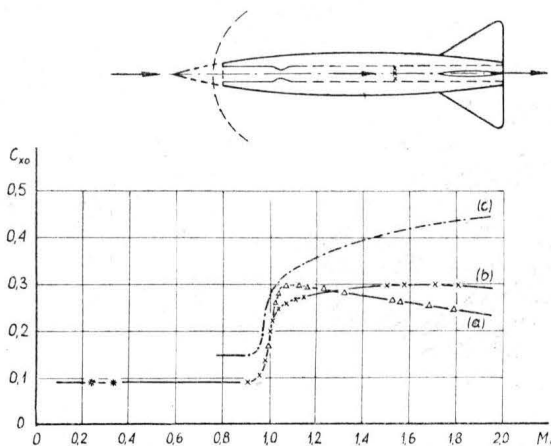
Jak wynika z wykresu, najmniejszym oporem falowym charakteryzuje się stożek.

Wszystko, co zostało opisane, odnosi się do optywu gazem idealnym. Efekty gazu rzeczywistego w zakresie prędkości naddźwiękowych ( $Ma_\infty < 5$ ) można ograniczyć do wpływu lepkości gazu na przepływ. Wpływ ten przejawia się w postaci warstwy przyściennej na granicy gaz—ścianka, jak i możliwości utraty stateczności ruchu w pobliżu ścianki, co prowadzi do oderwania przepływu. Oba te zjawiska w sposób decydujący zmieniają obraz przepływu eliminując np. możliwość bezuderzeniowego sprzężenia w naddźwiękowym dyfuzorze zbieżno-rozbieżnym. Narastanie grubości warstwy przyściennej wzdłuż ścianki powoduje powstanie fali uderzeniowej przy optywie

## Problemy kształtu...



8. Współczynnik oporu wlotu kształtu przelotowego jak na rys. w funkcji parametru  $k = Ma_\infty \sin \alpha$ ;  $f = 1$  — klin;  $f = 0$  — stożek



9. Współczynnik oporu ciała osiowoosymetrycznego ze stacznikiem: a) ciało osiowoosymetryczne ze stożkiem; b) ciało przelotowe; c) ciało przelotowe z zamkniętym kanałem wewnętrznym

nawet płaskiej płytki, zaś oderwanie przepływu na ostrych krawędziach lub przy współdziałaniu fali uderzeniowej z warstwą przyścienną, jak to ma miejsce przy przepływie przez dwupłat Busemanna lub dyfuzor, zmienia obraz przepływu od strony jakościowej i ilościowej. Potwierdzają to badania eksperymentalne. W pracy [5] przedstawiono wyniki badań, które wskazują, że zmniejszenie oporu ciała przelotowego w stosunku do takiego samego ciała nieprzelotowego występuje w zakresie liczb Macha  $1 \leq Ma \leq 1,2$ . Powyżej liczby Macha  $Ma_\infty = 1,2$  opór ciała przelotowego jest znacznie większy (rys. 9).

Nie można mówić o likwidacji oporu falowego w opływie naddźwiękowym jakiegokolwiek kształtu ciała. Można natomiast, co jest przedmiotem badań aerodynamików, poszukiwać kształty o minimalnym oporze falowym w określonym zakresie liczb Macha.

Przez zastosowanie kształtu typu przelotowego można teoretycznie zredukować opór falowy tylko o składową spowodowaną grubością i dla danej geometrii tego kształtu możliwe to jest tylko dla pewnej liczby Macha. Ze względu jednak na trudności praktycznego zrealizowania teoretycznie możliwych przypadków opływu, w których następuje powyższe zmniejszenie oporu falowego, kształt typu przelotowego nie znajduje zastosowania jako układ samolotu naddźwiękowego. Zagadnienie minimalizacji oporu falowego sa-

molotu naddźwiękowego stanowi temat wymagający opracowania, które wykracza poza ramy tego artykułu.

## Uwagi końcowe

Omówimy teraz pewne nieścisłości zawarte w pracy [1].

1. Autor, mówiąc o fali powstającej na przodzie kształtu przelotowego (rys. 2) nazywa ją falą zgęszczeniową 1-a-1, sugerując tym samym, że intensywność tej fali jest znacznie mniejsza niż czołowej fali uderzeniowej opływu klasycznego kształtu samolotu. Po pierwsze, ponieważ przedstawione na rys. 2 ciało jest płaskie, nie można mówić o fali 1-a-1, gdyż występują tam dwie skośne fale. Po drugie, fale te nie są zgęszczeniowe, a stanowią fale uderzeniowe o intensywności odpowiedniej do kąta opływanego naroża.

2. Fale, o których mówiono powyżej nie kończą się w punkcie  $a$ , tak jak to zaznaczono na rys. 2. Punkt  $a$  stanowi punkt przecięcia dwu fal, które następnie odbijają się od ścianki lub też mogą być wygaszone przy zastosowaniu odpowiedniej geometrii profili dla określonej liczby Macha.

3. Nie podano co autora skłoniło do przyjęcia stosunku  $s_I/s_{II} = 2$  w ciele typu przelotowego. Przeciwnie ogranicza to zastosowanie proponowanego kształtu typu przelotowego do prędkości naddźwiękowych większych od  $Ma_\infty = 2,2$ . Gdyby przyjąć stosunek ten równy 1,011 można byłoby twierdzić, że kształt typu przelotowego ma zastosowanie już od liczby Macha  $Ma_\infty = 1,12$ , a więc praktycznie dla całego zakresu naddźwiękowego.

4. Autor twierdzi, że z punktu widzenia aerodynamiki kształt typu przelotowego stanowi przejście od „aerodynamiki zewnętrznej” do „aerodynamiki wewnętrznej”. Stwierdzenie to jest nieprawdziwe, gdyż nie można rozpatrywać oddzielnie przepływu wewnątrz i na zewnątrz ciała. Oba te przepływy, jak to pokazano powyżej, są ściśle ze sobą związane.

5. Z tekstu artykułu wynika, że opór ciała typu przelotowego o proponowanej geometrii w zakresie liczb Macha  $Ma_\infty < 2,2$  składa się z oporu tarcia powłoki zewnętrznej, oporu przepływu powietrza w kanale wewnętrznym oraz strat wynikających z upustu powietrza z kanału wewnętrznego. Zapomniano o wpływie strumienia wylotowego upuszczanego powietrza z kanału wewnętrznego na przepływ zewnętrzny, a będzie to rzecz niebagatelna. Strumień wypływający do naddźwiękowego przepływu zewnętrznego (rys. 12) pracy [1] będzie powodował oderwanie warstwy przyściennej na powierzchni zewnętrznej, czemu towarzyszyć będą silne fale uderzeniowe [6].

## Literatura

1. Gilewski K.: *Kształt samolotu naddźwiękowego*, TLiA 1971 nr 9
2. *Aerodinamika czastiej samolota pri bolszych skorostiach*, Moskwa 1959 r.
3. Liepmann H. W., Roshko A.: *Elementy gazowej dynamiki*, Moskwa 1960
4. Chernyi G. G.: *Introduction to hypersonic flow*, A.P. New York and London 1961.
5. Hoerner S. F.: *Fluid-dynamic drag*, Washington 1957
6. Heyser A., Maurer F.: *Experimentelle Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern bei Machschen Zahlen von 0,6 bis 2,8*, Z. Flugwiss., 1962 nr 4/5.

Od Redakcji: Powyższą wypowiedź kończymy dyskusją na temat artykułu mgra inż. K. Gilewskiego. Równocześnie dziękujemy za nadesłanie uwag drowi inż. Markowi Gałgacze i drowi hab. inż. Andrzejowi Kowalewiczowi.

PROTOTYPY SAMOLOTU AX

W ramach programu AX ukończono niedawno budowę dwóch różnych prototypów przeznaczonych dla USAF samolotu bezpośredniego wsparcia o udźwigu uzbrojenia ponad 7000 kG. Jest to prototyp Northrop A-9A i prototyp Fairchild A-10A. Oba prototypy są napędzane silnikami dwuprzepływowymi o stosunku wydatków ok. 6:1 — Northrop A-9A silnikami Avco Lycoming F.102 o ciągu 3175 kG, Fairchild A-10A silnikami General Electric TF34 o ciągu 4100 kG (warto tu przypomnieć, że pierwotnie do napędu samolotu AX zamierzano zastosować turbinowe silniki śmigłowe). Firmy Northrop i Fairchild mają przekazać do prób eksploatacyjnych — które będą przeprowadzane przez Air Force Flight Test Center w bazie Edwards — jeszcze po jednym prototypie.

Program AX stanowi pierwszą próbę USAF budowy samolotu przeznaczonego specjalnie do bezpośredniego wsparcia wojsk lądowych. Ponieważ koszty programu mają być ograniczone następane fazy rozwoju samolotu będą realizowane dopiero wówczas, gdy prototypy wykażą swą przydatność.

SAMOLOT NA LINIE LOKALNE MYSTERE 30

Rozwinięty z samolotu służbowego AMD Falcon 20 samolot na linie lokalne Falcon 20T, nazwany ostatnio Mystere 30, otrzymał zamiast silników General Electric CF700-2D2 o ciągu 1900 kG i stosunku wydatków 2:1 silniki Avco Lycoming ALF502D o ciągu 2500 kG i stosunku wydatków 6:1. Silniki te zapewnią mu odpowiedni nadmiar ciągu w przypadku 32-miejscowego układu kabiny pasażerskiej oraz zmniejszą zużycie paliwa. Zmiana silników spowodowała



pewne opóźnienia w budowie prototypu, w związku z czym pierwszy lot samolotu musiał zostać przesunięty na koniec 1972 r.

Samolot Mystere 30 ma rozpiętość 16,55 m, rozwija maksymalną prędkość przelotową 830 km/h i może przewozić 29 pasażerów na trasie 1360 km.

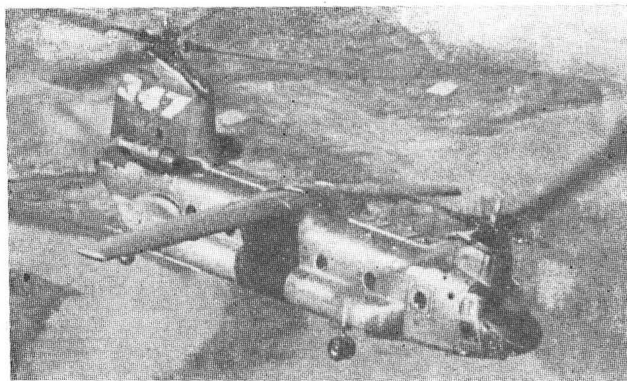
Warto wspomnieć, że do połowy 1972 r. firma AMD sprzedała 284 samoloty Falcon 20, co stwarza dobre perspektywy również dla samolotu Mystere 30.

ZMODYFIKOWANY SAMOLOT CESSNA 421

Firma Robertson Aircraft Corp. zastąpiła w jednym z egzemplarzy samolotu Cessna 421 Golden Eagle dotychczasowe konwencjonalne kłapy do lądowania kłapami Fowlera sprzężonymi z lotkami. Układ ten, zwany Flaperon (klapo-lotki) zapewnia zmniejszenie prędkości oderwania od ziemi ze 193 do 136 km/h i skrócenie rozbiegu z 620 do 450 m. Kłapy zostały poza tym sprzężone ze sterem wysokości, co czyni zbędny wyważanie samolotu po zmianie położenia kłap.

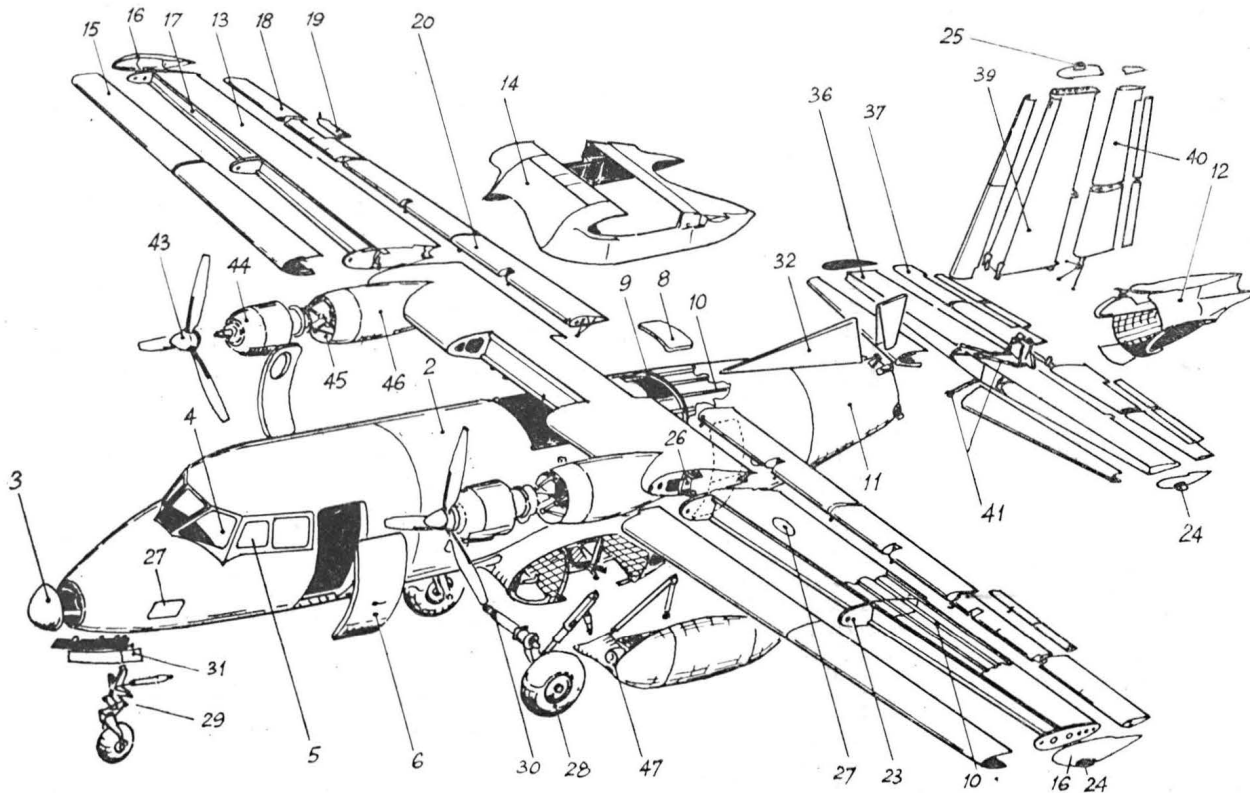
Dostawy zmodyfikowanych samolotów Cessna 421 miały się rozpocząć w sierpniu 1972 r.

DOŚWIADCZALNY ŚMIGŁOWIEC BOEING-VERTOL 347 Z PRZESTAWIALNYM SKRZYDŁEM



Od 26 stycznia 1972 r. przeprowadzane są próby doświadczalnego śmigłowca z przestawialnym skrzydłem Boeing-Vertol 347. Wstępny program prób został wykonany na „czystym” śmigłowcu CH-47 Chinook, który jednak wykazywał w stosunku do śmigłowców seryjnych wiele istotnych udoskonaleń i modyfikacji. Między innymi udało się znacznie obniżyć poziom wytwarzanego przez niego hałasu i ulepszyć system sterowania. Wprowadzone modyfikacje objęły zastosowanie czterołopatowych wirników nośnych Delta 3, przedłużenie kadłuba o 2,8 m i dokonanie w nim pewnych zmian strukturalnych w celu umożliwienia późniejszej zabudowy skrzydła, zastosowanie silników o większej mocy Avco Lycoming T55-L-11 (ok. 4000 KM), przekładni ze śmigłowca CH-47C, nowoczesnego systemu automatycznego sterowania i chowanego podwozia.

Po zakończeniu wstępnej fazy badań śmigłowiec został wyposażony w przestawialne skrzydło o powierzchni 31,6 m<sup>2</sup>, z prostymi kłapami szczelinowymi. Skrzydło zostało tak dobrane, aby śmigłowiec mógł wykonywać zakręty z przechyleniem 60° przy ciężarze całkowitym 20 400 kG i prędkości 315 km/h, co daje obciążenie 2 g. Skrzydło zostało zabudowane na grzbiecie kadłuba w celu zapewnienia odpowiedniej odległości od ziemi. Położenie skrzydła wzdłuż osi podłużnej wybrano w ten sposób, aby w czasie wykonywania manewrów 2 g oba wirniki nośne pracowały w granicach dopuszczalnych obciążeń, nawet w przypadku skrajnych położań środka ciężkości. Kąt ustawienia skrzydła można zmieniać w zakresie od -10 do +85°. Automatyczny, elektryczny system sterowania zapewnia odpowiednią współpracę skrzydła i wirników w całym zakresie warunków lotu.



## Konstrukcja samolotu

- 1 — płatowiec
- 2 — kadłub
- 3 — nos kadłuba
- 4 — kabina załogi, kabina pasażerska
- 5 — okno
- 6 — drzwi
- 7 — wyjście awaryjne
- 8 — pokrywa luku
- 9 — wrga
- 10 — podłużnica
- 11 — pokrycie
- 12 — ogon
- 13 — skrzydło
- 14 — owiewka łączenia skrzydła z kadłubem
- 15 — nasek skrzydła
- 16 — oprofilowanie, końcówka skrzydła
- 17 — dźwigar
- 18 — lotka
- 19 — klapka wyważająca
- 20 — klapa
- 21 — hamulec aerodynamiczny
- 22 — slot
- 23 — żebro
- 24 — światło pozycyjne
- 25 — migacz, światło błyskowe
- 26 — okucie główne
- 27 — wzziernik
- 28 — podwozie
- 29 — podwozie przednie
- 30 — podwozie główne
- 31 — pokrywa podwozia
- 32 — pletwa, pletwa grzbietowa
- 33 — kierownica strug
- 34 — usterzenie
- 35 — usterzenie poziome
- 36 — statecznik poziomy
- 37 — ster wysokości
- 38 — usterzenie pionowe
- 39 — statecznik pionowy
- 40 — ster kierunku
- 41 — mechanizmy sterowania
- 42 — zespół napędowy
- 43 — śmigło
- 44 — silnik
- 45 — łożo silnika
- 46 — gondola silnika
- 47 — reflektor do lądowania

## Aircraft Structure

- 1 — airframe
- 2 — fuselage
- 3 — nose
- 4 — cockpit; cabin
- 5 — window
- 6 — door
- 7 — emergency exit
- 8 — hatch door
- 9 — frame
- 10 — stringer
- 11 — skin
- 12 — tail
- 13 — wing
- 14 — wing-to-fuselage fillet; wingroot fairing
- 15 — wing nose
- 16 — wingtip
- 17 — wing spar
- 18 — aileron
- 19 — trimming tab
- 20 — flap
- 21 — brake flap
- 22 — slot
- 23 — rib
- 24 — navigation light
- 25 — flashing light
- 26 — main fitting, wing joint
- 27 — access door
- 28 — landing gear, undercarriage
- 29 — nose landing gear
- 30 — main landing gear
- 31 — landing gear door
- 32 — dorsal fin
- 33 — fence
- 34 — tail unit, empennage
- 35 — horizontal tail unit
- 36 — horizontal stabilizer, tailplane
- 37 — elevator
- 38 — vertical tail unit, fin and rudder
- 39 — vertical stabilizer, fin
- 40 — rudder
- 41 — controls
- 42 — power plant
- 43 — propeller
- 44 — engine
- 45 — engine mounting
- 46 — engine nacelle
- 47 — landing light

## Конструкция самолета

- 1 — планер самолета,
- 2 — фюзеляж
- 3 — нос фюзеляжа, носовая часть фюзеляжа
- 4 — кабина экипажа, пассажирская кабина
- 5 — окно
- 6 — дверь, вход, входной люк (для экипажа)
- 7 — аварийный выход
- 8 — крышка люка
- 9 — шпангоут
- 10 — стрингер
- 11 — обшивка
- 12 — хвост
- 13 — крыло
- 14 — зализ, обтекатель
- 15 — носок крыла
- 16 — концевой обтекатель
- 17 — лонжерон
- 18 — элерон
- 19 — триммер
- 20 — щиток-закрылок, закрылок
- 21 — тормозной щиток, воздушный тормоз
- 22 — предкрылок
- 23 — ребро, нервюра
- 24 — аэронавигационный огонь (АНО)
- 25 — блинкер, проблесковый огонь
- 26 — стыковой узел
- 27 — смотровой лючок, люк
- 28 — шасси
- 29 — носовое шасси, переднее шасси
- 30 — главные шасси
- 31 — створка шасси, щиток шасси
- 32 — надфюзеляжный киль
- 33 — аэродинамический гребень
- 34 — хвостовое оперение
- 35 — горизонтальное оперение
- 36 — стабилизатор
- 37 — руль высоты
- 38 — вертикальное оперение
- 39 — киль
- 40 — руль поворота, руль направления
- 41 — механизмы управления
- 42 — силовая установка
- 43 — винт, воздушный винт
- 44 — двигатель
- 45 — рама крепления двигателя
- 46 — gondola двигателя
- 47 — посадочная фара

## Die Flugzeugkonstruktion

- 1 — die Zelle
- 2 — der Rumpf
- 3 — die Rumpfnase
- 4 — die Kabine, der Führerraum, der Besatzungsraum, der Passagierraum
- 5 — das Fenster
- 6 — die Tür, der Einstieg
- 7 — der Notausgang
- 8 — der Lochdeckel
- 9 — das Spant
- 10 — der Längsträger
- 11 — die Beplankung, die Beanspruchung
- 12 — das Heck
- 13 — der Flügel, der Tragflügel
- 14 — das Übergangsverkleidung
- 15 — die Flügelnause
- 16 — das Flügelende
- 17 — der Holm
- 18 — das Querruder
- 19 — die Trimmklappe
- 20 — die Klappe, die Wölbungs-klappe, die Landeklappe
- 21 — die Bremsklappe, die Sturzflugbremse
- 22 — der Schlitzvorflügel
- 23 — die Rippe
- 24 — die Kennlichte, die Positionslichte
- 25 — der Blinker
- 26 — der Hauptbeschlag
- 27 — das Schauloch, das Handloch, die Wartungsöffnung
- 28 — das Fahrwerk
- 29 — das Bugfahrwerk
- 30 — das Hauptfahrwerk
- 31 — die Fahrwerkstür
- 32 — die Flosse
- 33 — der Grenzschichtzaun
- 34 — das Leitwerk
- 35 — das Höhenleitwerk
- 36 — die Höhenflosse
- 37 — das Höhenruder
- 38 — das Seitenleitwerk
- 39 — die Seitenflosse
- 40 — das Seitenruder
- 41 — der Steuerungsmechanismus
- 42 — das Triebwerk
- 43 — die Luftschraube, der Propeller
- 44 — das Motor
- 45 — das Motorlager
- 46 — die Motorgondel
- 47 — der Landescheinwerfer

Объединение Авиационной и Двигательной Промышленности „Дельта” одним из первых в Польше получило права **Крупной Экономической Организации**, делая начин в новых методах планирования и управления. Переход на новую систему требовал обучения 1500 служащих групп управления и экономики предприятий Объединения и 5000 служащих групп непосредственного управления.

**В состав польской авиационной промышленности входят:** Авиационный Институт в Варшаве и 19 предприятий, из которых 4 (в Мельце, Жешове, Свиднике и Бельску-Бялэй) имеют Центры Исследований и Развития, а 11 имеют Опытные Заводы. Кроме того, Объединение имеет Проектно-Технологическое Предприятие „Дельпор” и собственное предприятие Внешней Торговли „Пезетель”. Авиационная и двигательная промышленность имеет 13 технических училищ и 29 техникумов, в которых в общем учатся 13 000 учеников.

**Планерный Завод в Бельску-Бялэй развивается:** В текущей 5-летке будет построен новый цех, благодаря которому будет возможно увеличить производство до 300 планеров в год. Большую часть производства будут составлять планеры стеклопластовой конструкции. Развитие Планерного Завода является несомненно результатом достижений планеров Янтар и Орион на Планерных Первенствах Мира во Вршац в 1972 г.

В Центре Исследований и Развития Планерного Завода „Дельта” в Бельску-Бялэй разработан **новый двухместный рекордный планер** под руководством инж. Владыслава Окармуса, создателя Фоки и Кобры.

Польская промышленность купила для служебного пользования самолет **Як-40** диспозиционного варианта. Самолет получил опознавательные знаки SP-GEA и оригинальную бело-красную окраску со знаком ПЗЛ на вертикальном оперении.

**Санитарная авиация** купила в прошлом году в СССР 14 двухмоторных самолетов Л-200 Моравы и получила 13 одномоторных самолетов Як-12. В настоящее время польская санитарная авиация пользуется 87 самолетами.

В конце октября прошлого года Польские Авиационные Линии „Лет” чартерованным транспортным самолетом Ан-12 перевезли в Каир сдмонтированный сельскохозяйственный самолет ПЗЛ-101 Гаврон. Из Каира Ан-12 взял следующие два Гаврона и все три перевез в Дамаск. Там Гавроны были продемонстрированы на выставке польской сельскохозяйственной аппаратуры.

Новая воздушная линия П.А. „Лет” из **Варшавы в Багдад** через Афины открыта была 16 декабря прошлого года. Полеты производятся раз в неделю, в субботу. Линия обслуживается самолетами Ту-134.

**Количество самолетов эксплуатируемых разными предприятиями** в Польше постоянно растет. В прошлом году Предприятие Эксплуатации Нефтепровода „Дружба” в Плоцке купило самолет ПЗЛ-101 Вильга, а Предприятие Термоизоляционных и Антикоррозионных Работ „Изокор” в Плоцке купило самолет Як-12. Завод Жатвенных Машин в Плоцке взял впрокат самолет Ан-2 от Завода ВСК Мелец на время жатвы для более быстрой поставки запасных частей к комбайнам. Завод Автобусов в Ельче эксплуатирует самолет Ан-2.

Осенью прошлого года был закончен **первый этап модернизации аэродромов воздушных линий** в Польше. Модернизация эта даст возможность проводить ночные полеты на 9 аэродромах внутренних линий. Освещение системы Кальверта, согласно международным требованиям, получил аэродром в Жешове. Гданск получит соответствующее оборудование после постройки нового аэродрома в Рембекове.

The „Delta” Aviation and Engine Industry Union was one of the first to obtain a **status of Great Economic Organization** initiating changes in the methods of planning and management. A training of 1500 high-ranking managerial and economic executives and 5000 persons in charge from all enterprises of the Union followed.

**The Polish aviation industry includes:** the Aeronautical Institute in Warsaw and 19 industrial enterprises of which 4 (in Mielec, Rzeszów, Świdnik and Bielsko Biala) have Research-Development Centres and 11 have Pilot Plants. Besides, the „Delta” has a „Delpor” Design-Technology Enterprise and its own „PEZET-EL” Foreign Trade Enterprise. The aviation and engine industry has 13 elementary and 29 secondary vocational schools with a total of 13000 students.

**Extension of the Delta Glider Establishment** at Bielsko Biala. A new production hall will be built in the present five-year plan. It will permit to increase the production to 300 gliders per year. Quite a part of the production will make laminate sailplanes. The extension of the Glider Establishment is undoubtedly the result of Jantar and Orion’s successes at the World Gliding Championships in Vrsac in 1972.

The Glider Research-Development Centre of the Delta Glider Establishment at Bielsko Biala developed a **new two-seat performance sailplane** under the leadership of Ing. Władysław Okarmus, designer of the Foka and Cobra sailplanes.

The Polish industry purchased a **Yak-40 aircraft** in an executive version. The aircraft got SP-GAA registration marks and an ingenious red-and-white painting with PZL mark on the vertical tail unit.

Last year the utility aviation bought 14 used L-200 Morava twin-engine aircraft from the Soviet Union to use them as flying ambulances and purchased 13 new Yak-12 single-engined aircraft. At present, the Polish **air medical transport** has 87 aircraft.

Polish exhibition of agro-aviation equipment in **Damascus**. At the end of October last year, the Polish Airlines „LOT” transported to Cairo a disassembled PZL-101 Gawron agricultural aircraft with a hired An-12 transport. Two other Gawrons were taken on board there and all of them brought to Damascus.

The Polish Airlines „LOT” opened a **new air route** from Warsaw to Bagdad through Athens on 16th December last year. Flights are once a week on Saturdays. The Tu-134 aircraft are operating the route.

**Steadily growing number of aircraft used by various companies in Poland.** Last year the „Przyjaźń” Petroleum Pipeline Supervision Company at Płock purchased a PZL-104 Wilga aircraft while the „Izokor” Thermo-Insulating and Anti-Corrosive Work Enterprise at Płock purchased a Yak-12. The Agricultural Machinery Factory at Płock hired an An-2 aircraft from the Delta-WSK Mielec for the harvest time in order to speed up deliveries of spare parts to harvesters. The Motor-Bus Factory at Jelcz uses an An-2 aircraft.

**The first stage of commercial airports modernization in Poland** was completed in Autumn last year. The modernization will permit to make night flights from 9 home airports. The airport at Rzeszów got a Calvert lighting facilities conformable to the international requirements. Gdańsk is going to receive similar facilities after the new airport at Rębiechów will be finished.



Gibbs-Smith Ch. H.: **Aviation — an Historical Survey from its Orgins to the End of World War II.** Science Museum, HMSO, London 1970, rys. 128, zdj. 127, str. 316, cena 2,50 £.

Gibbs-Smith jest najpoważniejszym na świecie współczesnym autorytetem w dziedzinie historii lotnictwa. Pozycję tę uzyskał dzięki swym licznym książkom i artykułom, które cechuje niesłychana rzetelność badacza i mistrzowska znajomość tematu.

W swej docieklivej pracy naukowej wyjaśnił wiele błędów popełnianych przez innych autorów oraz obalił niejedną fałsz zakorzenioną w większości książek z historii lotnictwa. Do szczególnie odkrywczych jego książek należy: „Clément Ader: his Flight-Claims and his Place in History” (Clément Ader; jego domniemane loty i jego miejsce w historii) oraz „A Directory and Nomenclature of the First Aeroplanes 1809 to 1909” (Wykaz pierwszych samolotów z lat 1809—1909).

Omawiana tu historia lotnictwa jest najlepszą książką z tej dziedziny spośród wszystkich, jakie dotychczas się ukazały. Autor doszedł do niej publikując w 1953 r. „A History of Flying”, a następnie w 1960 r. już niemal doskonałą książkę „The Aeroplane: an historical Survey”. Obecna książka jest rozwinięciem ostatniej z omówionych. W książce przedstawiono mity i legendy lotnicze, pierwsze dociekania naukowe na temat lotu i pierwsze próby budowy statków latających, okres przedpionierski (1890—1903), powstanie pierwszego udanego samolotu braci Wirght, początki lotnictwa (1902—1908), samolot jako udana maszyna (1909), rozwój latania (1910—1914), rozwój samolotu podczas I wojny światowej, w okresie międzywojennym oraz podczas II wojny światowej. Licznych sprostowań cudzych błędów oraz właściwego naświetlenia wielu faktów, które daje ta książka, nie sposób jest w skrócie omówić. Cennym uzupełnieniem książki jest tabela pierwszych lotów 1874—1908. Ogromną wartość ma tabela chronologiczna historii lotnictwa. Interesująca też jest bibliografia tematu. Korzystanie z książki ułatwia słowniczek pojęć lotniczych oraz indeks. Książka ta jest niewątpliwie fundamentalnym dziełem z historii lotnictwa. Trudno wyobrazić sobie, by jakikolwiek autor poruszający problemy związane z historią lotnictwa i jakakolwiek redakcja czy wydawnictwo, instytucja czy biblioteka — chcąc mieć rzetelną informację o faktach z historii lotnictwa — mogły się obejść bez tej książki.

A. G.

Brütting G.: **Die berühmtesten Segelflugzeuge.** Motorbuch Verlag, Stuttgart 1970, wyd. I, 270 zdj. i rys., 196 str., cena 28 DM.

Wydana albumowo książka „Najsłynniejsze szybowce” jest bardzo interesującym przeglądem szybowców świata. Wstęp do książki stanowi fotoreportaż z pierwszych zawodów szybowcowych w Rhön w 1920 r. Przeszło 150 stron zajmuje przegląd szybowców jednomiejscowych. Na przykładzie 26 szybowców niemieckich z lat międzywojennych przedstawiono rozwój szybowców. Zostały opisane wszystkie szybowce o większym znaczeniu dla postępu techniki szybowcowej — w tym „Blaue Maus”, „Vampyr”, „Wien”, „Fafnir”, „Austria”, „Weihe”, „Meise” i bezogonowce Horten. Przegląd konstrukcji powojennych obejmuje 20 szybowców zachodnio-

mieckich, 6 szwajcarskich, po 4 polskie „Muche”, „Jaskółkę”, „Zefira” i „Fokę” i amerykańskie, 3 brytyjskie, 2 jugosłowiańskie i po jednym austriackim, francuskim, włoskim, fińskim i radzieckim. Ostatnie 20 stron książki poświęcone jest opisom szybowców dwumiejscowych. Po krótkim wstępie historycznym opisano trzy szybowce z okresu międzywojennego oraz 9 powojennych — w tym „Bociana”. Opis każdego szybowca jest parostronicowy, zawiera dzieje rozwoju, wyczyny osiągnięte na danym typie, dane techniczne, zdjęcie i rysunek w trzech rzutach. Książka została starannie wydana, w dużym formacie, na dobrym papierze. Stanowi ona udany przegląd ważniejszych szybowców świata.

A. G.

Smith J. R., Kay A. L.: **German Aircraft of the Second World War.** Putnam, London 1972, str. 746, cena 8.50 £.

Wydawnictwo Putnam w serii monografii opisujących samoloty poszczególnych krajów opublikowało w ubiegłych latach książki o samolotach brytyjskich (osobno RAF i osobno Navy), amerykańskich (lotnictwa lądowego i osobno morskiego), polskich do 1939 r. (pióra J. Cynka), japońskich oraz niemieckich z I wojny światowej. Obecnie ukazała się książka „Niemieckie samoloty II wojny światowej”. Przewidywane jest wydanie w najbliższych latach książek o samolotach francuskich z I wojny światowej, samolotach austriackich z tego samego okresu i o samolotach rosyjskich i radzieckich.

Omawiana książka pokazuje samoloty hitlerowskiej Luftwaffe. We wstępie przedstawiono dzieje odrodzenia się Luftwaffe i niemieckiego przemysłu lotniczego po I wojnie światowej i ich rozwoju po objęciu władzy przez Hitlera. Podano również organizację Ministerstwa Lotnictwa i Luftwaffe.

Zasadniczą część książki stanowią opisy samolotów niemieckiej konstrukcji używanych bojowo w II wojnie światowej oraz ważniejszych samolotów treningowych tego okresu. Opisy uszeregowane są alfabetycznie według wytwórni. Opis każdego samolotu zawiera dzieje jego rozwoju i użycia oraz dane techniczne i jest zilustrowany zdjęciami oraz przeważnie rysunkiem w trzech rzutach. W ten sposób na blisko 600 stronach książki opisano ponad 130 typów samolotów i szybowców transportowych oraz 12 typów śmigłowców. W osobnym rozdziale przedstawiono 25 najciekawszych z nie zrealizowanych projektów samolotów odrzutowych i rakietowych. Niektóre z nich miały wpływ na powojenny rozwój techniki lotniczej na świecie. Ponad 60 stron poświęcono opisom niemieckich pocisków kierowanych, wśród których V-1 i V-2 zajmują najpoważniejsze miejsce.

Na końcu książki zamieszczona jest lista numeracji niemieckich samolotów, wykaz numeracji projektów zrealizowanych i nie zrealizowanych oraz indeks nazw samolotów i pocisków.

Ta starannie opracowana książka jest doskonałym przewodnikiem po wszystkich niemieckich konstrukcjach lotniczych okresu II wojny światowej.

A. G.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

# PWS-24

## — pierwszy seryjny polski samolot pasażerski

Na początku 1929 r., po utworzeniu Polskich Linii Lotniczych LOT, Ministerstwo Komunikacji znalazło się pod naciskiem opinii publicznej, Departamentu Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych oraz Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, która żądała wprowadzenia do użytku samolotów pasażerskich polskiej konstrukcji. Wówczas Ministerstwo Komunikacji ogłosiło konkurs na samolot pasażerski, który stałby się następcą używanego wówczas na liniach krajowych samolotu Junkers F-13. Według warunków konkursu samolot miał zabierać 4 pasażerów i miał być napędzany produkowanym w kraju silnikiem Skoda-Wright J5 o mocy 220 KM.

W 1929 r. zostały zaprojektowane na konkurs dwa samoloty: PWS-21bis — w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej przez inż. Stanisława Cywińskiego oraz Lublin R-XI w Zakładach Mechanicznych Plage i Laśkiewicz w Lublinie — przez inż. Jerzego Rudlickiego. Na wiosnę 1930 r. oba prototypy zostały oblatane i po próbach w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie — przekazane do prób eksploatacyjnych w PLL LOT. Obydwa samoloty były za ciężkie, co było m.in. wynikiem zbyt szczegółowych wymagań konkursowych. Po wykonaniu lotów zapoznawczych w 1931 r., podczas których R-XI został rozbity — samoloty zwrócono wytwórciom.

Ze względu na to, że oba samoloty nie były udane — Ministerstwo Komunikacji pod koniec 1930 r. ogłosiło nowe uproszczone warunki konkursowe i zamówiło w wytwórniach ulepszone odmiany samolotów PWS-21bis i R-XI. Równocześnie do drugiego etapu konkursu zgłosiły akces Państwowe Zakłady Lotnicze przedstawiając projekt samolotu PZL-16. Na wiosnę 1931 r. Ministerstwo Komunikacji zamówiło ten samolot, lecz nie wziął on udziału w Konkursie, gdyż prototyp został rozbity. Prototyp samolotu Lublin R-XVI (będący następcą R-XI) miał poważnie przekroczyć ciężar konstrukcji, co przy wymaganym współczynniku obciążenia dopuszczalnego, czyli ogra-

niczonym ciężarze całkowitym prowadziło do zmniejszenia ciężaru użytecznego, czyli bądź liczby pasażerów, bądź paliwa, czyli zasięgu. Tym samym samolot nie spełnił warunków konkursu.

Wykorzystując wnioski z prób samolotu PWS-21bis inż. Stanisław Cywiński na przełomie lat 1930/1931 zaprojektował w Podlaskiej Wytwórni Samolotów sześciomiejscowy samolot pasażerski PWS-24, oznaczony początkowo PWS-24T. Konstruktor wykorzystał dość lekkie płat od PWS-21bis fokkerowskiej konstrukcji (tj. drewniany, wielopodłużnicowy, kryty sklejką), nieznacznie go modyfikując. Kadłub, usterzenie i podwozie zaprojektowano od nowa, zachowując fokkerowski układ podwozia — jak u PWS-21bis. Prototyp PWS-24 (nr fabr. 1) o znakach rejestracyjnych SP-AGR oblatał pil. Franciszek Rutkowski w sierpniu 1931 r. na lotnisku fabrycznym w Białej Podlaskiej. Próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa wykazały dobre osiągi samolotu. Na podstawie wniosków z prób wytwórnia zmodyfikowała prototyp usuwając owiewki za kołami, zmieniając amortyzatory podwozia głównego oraz dodając rogowe wyważenie aerodynamiczne na sterze wysokości oraz wyższe opofilowanie góry kadłuba za płatem. W kwietniu 1932 r. samolot przeszedł stugodzinne próby eksploatacyjne w PLL LOT. Został oceniony dodatnio, wygrywając konkurs Ministerstwa Komunikacji na następcę samolotu Junkers F-13 dla LOTu i pokonując swego konkurenta, samolot Lublin-XVI. Ministerstwo Komunikacji zamówiło serię pięciu samolotów PWS-24 dla PLL LOT z terminem dostawy na wiosnę 1933 r. Zmiany wprowadzone na prototypie zostały również uwzględnione na samolotach seryjnych. W czerwcu 1932 r. prototyp zajął pierwsze miejsce w wyścigu samolotów pasażerskich podczas Międzynarodowego Meetingu Lotniczego w Warszawie.

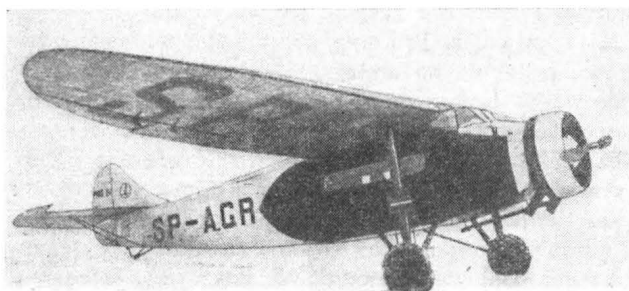
Na początku 1933 r. LOT otrzymał pięć seryjnych PWS-24. Otrzymały one numery fabryczne od 2 do 6, znaki rejestracyjne SP-AJF, -G, -H, -J, -K i utworzone od ostatnich liter znaków rejestracyjnych imio-

1. Prototyp PWS-24 w swej pierwotnej formie



2. Prototyp po przeróbce podwozia, usterzenia i góry kadłuba





3. SP-AGR z silnikiem Alcol zabudowanym do prób

na — Filip, Genek, Hipek, Jacek i Kazik. Prototyp SP-AGR otrzymał imię Roman. Samoloty 1.V. 1933 r. zostały wprowadzone do użytku na krajowych liniach; początkowo, na trasie Warszawa-Poznań. Samoloty PWS-24 miały własności pilotażowe gorsze od jednosilnikowego Fokkera F-VIIA/1M, gdyż były bardziej nerwowe w pilotażu. Wyposażenie ich w bardzo dobry silnik Wright chroniło je przed przymusowymi lądowaniami.

W drugiej połowie 1932 r. zabudowano na prototypie SP-AGR silnik Lorraine Alcol o mocy 300 KM stwierdzając pożyteczność zastosowania na samolocie silnika o mocy większej niż 220 KM. Wiązało się to z ogólną tendencją wzrostu mocy silników samolotów pasażerskich i wzrostu prędkości przelotowej. W styczniu 1933 r. samolot ten przeszedł próby w IBTL. Na wiosnę 1933 r. SP-AGR został wyposażony w silnik Pratt Whitney Wasp Junior TB 400/420 KM o doskonałej opinii.

Po zebraniu doświadczeń z eksploatacji samolotów PWS-24 na liniach, zamówiono dalsze 5 samolotów w wersji PWS-24bis (oznaczanej też czasami PWS-24WJ) wyposażonej w silnik Pratt Whitney Wasp Junior TB o mocy 400 KM. Wybrano ten typ silnika, gdyż równocześnie miał być on zastosowany na przerabianych LOT-owskich Fokkerach F-VIIB/3M. Pierwszy egzemplarz PWS-24bis otrzymał LOT pod koniec 1934 r., ostatni na wiosnę 1935 r. Samoloty nosiły numery fabryczne od 586 do 590 i otrzymały znaki rejestracyjne SP-AMN, -O, -P, -R, -S. W drugiej połowie 1935 r. jeden z PWS-24, SP-AJH, został przerobiony na PWS-24bis i otrzymał później znaki SP-ASY.

W 1935 r. samoloty PWS-24bis po przejściu prób eksploatacyjnych w PLL LOT weszły na linie, zastępując samoloty PWS-24, które zostały przeznaczone do lotów specjalnych. Trzy PWS-24 (SP-AGR, SP-AJF i SP-AJJ) zostały w 1935 r. przerobione na aerofotogrametryczne (otrzymując kamerę fotograficzną w przodzie kabiny pasażerskiej, zaś ciemnię w jej tyle). Lecz już w końcu 1936 r. cztery PWS-24 skasowano, jedynie SP-AJJ służył jako fotogrametryczny do 1938 r., na początku którego został skasowany jako ostatni z PWS-24. Samoloty PWS-24 wykonały w PLL LOT średnio po 400—500 h lotu każdy.

Samoloty PWS-24bis używane były na liniach krajowych przez 1935 r. oraz pierwsze dwa miesiące 1936 r. Samolot SP-AMR został w 1935 r. odsprzedany wojsku, gdzie otrzymał wojskowe znaki rozpoznawcze i służył jako sztabowy samolot Dowództwa Lotnictwa. Egzemplarz SP-ASY (ex SP-AJH) nie był używany w 1936 r. i w końcu tegoż roku został skasowany. W maju 1936 r. SP-AMO został sprzedany wojsku dla

Ligi Morskiej i Kolonialnej jako samolot dyspozycyjny prezesa LMK gen. Orlicz-Dreszera oraz przydzielony do dywizjonu szkolnego 1 pułku lotniczego w Warszawie oraz wkrótce potem rozbity podczas lotu próbnego ze śmigłem przestawialnym Hamilton. SP-AMN nie był używany przez LOT w 1936 r. i został skasowany w 1937 r. Pozostałe dwa PWS-24bis SP-AMP i SP-AMS zostały w 1936 r. przerobione na aerofotogrametryczne. Służyły one do fotogrametrii do wybuchu wojny. We wrześniu 1939 r. SP-AMP podczas ewakuacji został uszkodzony w Adamkowie koło Brześcia i pozostawiony. SP-AMS został ewakuowany do Rumunii, gdzie w Bukareszcie zatrzymały go władze rumuńskie, wykorzystując następnie do celów fotogrametrycznych.

Samoloty PWS-24 i PWS-24bis były użytkowane w Polsce w okresie, gdy LOT miał nadmiernie dużą liczbę małych samolotów. Nie zastąpiły one Junkersów F-13, lecz wyszły z użytku niemal równocześnie z Junkersami. Trwałość PWS-ów była mniejsza niż Fokerów o analogicznej konstrukcji. Warto zauważyć, że PWS-24 był jedynym typem polskiego samolotu pasażerskiego, który wszedł do produkcji i służył polskiej komunikacji lotniczej. Zbudowanie udanego samolotu pasażerskiego było wynikiem zrozumienia przez Ministerstwo Komunikacji tego, że tylko na drodze budowy kolejnie udoskonalanych prototypów można stworzyć dobry samolot.

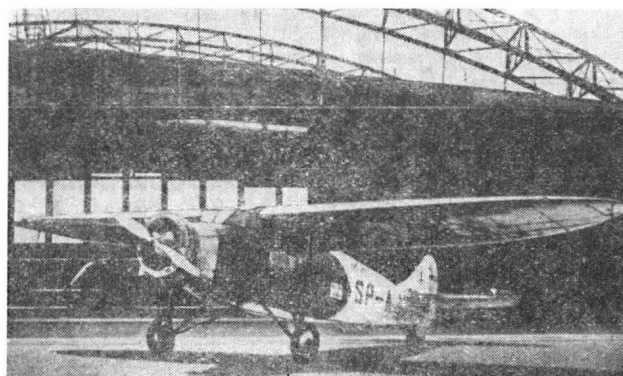
### Konstrukcja

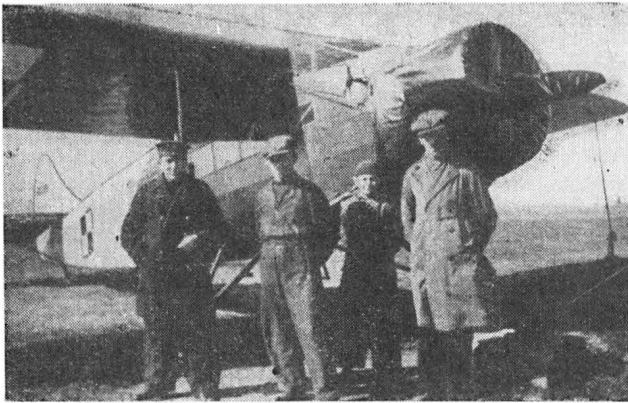
Sześciomiejscowy (4 pasażerów, 2 osoby załogi) samolot pasażerski mieszanej konstrukcji o układzie wolnonośnego górnopłata.

Kadłub kratownicowy, spawany z rur stalowych, kryty płótnem na listwach drewnianych. Przd kadłuba kryty blachą aluminiową do ściany ogniowej. Kabina załogi wysunięta do góry. Miejsce pilota z lewej strony, mechanika z prawej strony. Sterownice podwójne; z prawej strony wolant, z lewej wyjmowany drążek sterowy. Drzwi po obu stronach kabiny załogi. Kabina pasażerska czteromiejscowa z tapicerką z granatowej dermy. Wejście do kabiny przez drzwi z lewej strony kadłuba. Za kabiną bagażnik, z drzwiami z prawej strony kadłuba. Podwozie główne trójgoleniowe o rozstawie 3,5 m, z rur stalowych, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi o skoku 0,3 m, na goleniach mocowanych do płata. Płozą ogonową z rur stalowych, z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Płat prostokątno-eliptyczny, niedzielony, drewniany, dwudźwigarowy, wielopodłużnicowy, kryty sklejką,

4. Seryjny PWS-24 w służbie PLL LOT





5. PWS-24 ze znakami wojskowymi na lotnisku Rumia

mocowany do kadłuba za pomocą czterech okuć. Lotki dwudzielne. Usterzenie spawane z rur stalowych, kryte płótnem. Statecznik poziomy, przestawialny podparty zastrzałami. Statecznik pionowy usztywniony cięgnami.

W PWS-24 silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy Skoda Wright Whirlwind J5 o mocy nominalnej 220 KM przy 1800 obr/min, mocy startowej 240 KM i o ciężarze 250 kG. Rozrusznik elektryczny. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Pierścień Townenda z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe, metalowe, przestawialne Gnome-Rhône 350. Zbiorniki na 260 l paliwa w środkowej części płata. Przelotowe zużycie paliwa 50—58 l/h.

W jednym egzemplarzu PWS-24 silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy gwiazdowy Lorraine Algol 9Na o mocy nominalnej 300 KM przy 1800 obr/min, o mocy startowej 380 KM i o ciężarze 320 kG. Śmigło dwułopatowe, metalowe, przestawialne Ratier 1071.

W PWS-24bis silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy Pratt Whitney Wasp Junior TB o mocy nominalnej 400 KM przy 2200 obr/min, i o mocy startowej 420 KM, o ciężarze 290 kG. Śmigło dwu-

łopatowe, metalowe, przestawialne. Zbiorniki na 320 l paliwa. Przelotowe zużycie paliwa 95 l/h.

Malowanie. Prototyp początkowo malowany był prawdopodobnie na srebrno, płat koloru drewna, lakierowany bezbarwnie. Znaki rejestracyjne czarne. Samoloty seryjne były malowane na srebrno-ciemnoniebiesko, płat koloru drewna. Na usterzeniu pionowym znak LOTu (żuraw w kole) i napis PWS-24. Na boku kadłuba zawieszano tabliczki z trasą lotu, np. Warszawa—Poznań. Na wojskowych PWS-24bis szachownice malowano nietypowo, gdyż na kadłubie, a nie na sterze kierunku.

## DANE TECHNICZNE

		PWS-24 prototyp	PWS-24	PWS-24 bis
Silnik	—	Wright J5	Algol	Wasp Junior
Moc	KM	220	300	400
Rozpiętość	m	15,0	15,0	15,0
Długość	m	9,65	9,65	9,65
Wysokość	m	2,95	2,95	2,95
Powierzchnia nośna	m <sup>2</sup>	31,75	31,75	31,75
Ciężar własny	kG	1167	1245	ok. 1220
Ciężar użyteczny	kG	700	622	ok. 780
Ciężar całkowity	kG	1867	1867	ok. 2000
		(maks. 2000)		
Obciążenie powierzchni	kG/m <sup>2</sup>	58,8	58,8	63
Obciążenie mocy	kG/KM	3,5	6,25	5,0
Prędkość maksymalna	km/h	185	227	225
Prędkość przelotowa	km/h	160	180	180
Prędkość minimalna	km/h	85	85	90
Wznoszenie	m/s	2,15	4,75	4,2
Pałap	m	3330	5700	5000
Zasięg	km	750	680	ok. 700
Współczynnik obciążenia niszczącego	—	8,3	8,3	...

## Errata do numerów 11 i 12/1972

## TLiA nr 11/72

- str. 2, szp. 1 u góry — szachownica na rys. powinna mieć górne lewe pole ciemne
- str. 3, szp. 3 — Wytwórnia Westland jest wytwórnią brytyjską, a nie niemiecką
- str. 5, szp. 2, 4 wiersz od góry zamiast G powinno być Q
- str. 19 — nazwa Zlin powinna być bez cudzośliwu
- str. 33 — hasło 17 — w jęz. ros. powinno być aerostat lub wozdusznyj szar, a nie bałlon
- IV str. „skrzydelka” i III str. okładki — artykuł „Wskazówki...”:
- kolumny z terminami powinny być oznaczone „zalecane” i „niezalecane”
- powinno być „fletner”, a nie „flutter”
- następujące terminy nie zastępują siebie:
  - inżektor — wtryskiwacz
  - ładowność — udźwig (ciężar handlowy)
  - pojemność — udźwig
  - przeciążenie — obciążenie

przyrost temperatury spiętrzenia — przyrost temperatury całkowitej  
specyfikacja — wykres, skorowidz

## TLiA 12/72

- str. 2, szp. 1 — szachownica na rys. powinna mieć górne lewe pole ciemne
- str. 3 — znak Włoch umieszczono niesłusznie przy tytule „Cały świat”, zaś przy tytule „Włochy” umieszczono błędnie gwiazdę
- str. 9 — podpis pod rys. 4d — powinien brzmieć „przechylenie w prawo...”
- str. 21 — w Danych technicznych AS-W15 — wydłużenie powinno być bez miana „m”
- str. 27 — tytuł w jęz. ang. powinien brzmieć „Types of Aircraft”, a nie „Types of Airships”
- str. 29 — szpalta 1, wiersz 2 od góry: powinno być nie Poland's People Republic Aircraft Industry, lecz Polish People Republic's Aircraft Industry.

## Co piszą inni...

### Możliwości zastosowania nowych technik nakładania powłok malarskich w przemyśle maszynowym

Bezpieczeństwo pracy i zmniejszenie zagrożeń przy wykonywaniu prac malarzskich zapewniają: zmniejszenie rozpylenia materiału malarskiego, nowe metody prac ograniczające ilość stosowanych rozpuszczalników do farb i lakierów, całkowita hermetyzacja procesu malowania, całkowite wyeliminowanie szkodliwych rozpuszczalników lub zastąpienie ich rozpuszczalnikami nieszkodliwymi dla zdrowia. W artykule podano charakterystykę i zasady działania następujących technik nakładania powłok malarskich: natrysk pneumatyczny, natrysk na gorąco, natrysk hydrodynamiczny, natrysk elektrostatyczny, natrysk elektrostatyczny proszków, automatyczne ciągi malarskie, coil-coating. We wnioskach zwrócono uwagę na właściwe stosowanie tych technik.

„Ochrona Pracy” 1972, nr 8

### I Międzynarodowa Konferencja uczonych i specjalistów krajów członkowskich RWPG

W ostatnich dniach lipca ub.r. w Moskwie obradowali uczeni i specjaliści z zakresu ergonomii. Tematem obrad była wymiana informacji o stanie ergonomii w krajach socjalistycznych oraz ustalenie kierunków, metod i form współpracy nad dalszym rozwojem ergonomii i upowszechnieniem jej osiągnięć. W artykule przedstawiono przebieg dyskusji oraz podjęte uchwały, które zmierzają do dalszego rozwoju ergonomicznych organizacji naukowo-badawczych i postulują m.in. zorganizowanie Międzynarodowego Centrum Konsultacyjnego d.s. Ergonomii.

„Ochrona Pracy” 1972, nr 9

### Metoda pomiaru przyspieszenia stołów szlifierek

W artykule zwrócono uwagę na wpływ przyspieszeń i opóźnień stołów szlifierek, występujących w czasie nawrotów na proces szlifowania. Wymieniono stosowane metody pomiaru przyspieszeń, szerzej opisano przetwornik rezystancyjny w układzie mostka Wheatstone'a, omówiono jego budowę, schemat blokowy i elektryczny. Podano wzory do określenia drogi, prędkości i przyspieszenia oraz ich oscylogramy. Metoda ta różni się, od dotąd stosowanych, prostotą konstrukcji przetwornika pomiarowego, łatwo dostępną w laboratoriach pomiarowych aparaturą.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1972, nr 5

### 25-lecie Międzynarodowej Organizacji Normalizacyjnej (ISO)

W październiku ub.r. minęło 25 lat od powstania Międzynarodowej Organizacji Normalizacyjnej (ISO). Zadaniem tej organizacji jest opracowywanie norm w skali światowej dla ułatwienia międzynarodowej wymiany towarów i usług oraz rozwoju współpracy w dziedzinie działalności intelektualnej, naukowej, technicznej i gospodarczej, które realizuje przez opracowywanie i wydawanie zaleceń normalizacyjnych, które koordynują i unifikują normy narodowe (od stycznia 1972 r. ISO wydaje Normy Międzynarodowe); zachęcanie i w miarę potrzeby ułatwianie opracowywania nowych norm zawierających wspólne wymagania do stosowania w skali krajowej lub międzynarodowej; organizowanie wymiany informacji o pracach normalizacyjnych organów ISO, narodowych komitetów normalizacyjnych i międzynarodowych organizacji; współpracy z innymi organizacjami międzynarodowymi.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

### Rola ISO i znaczenie jej prac dla rozwoju międzynarodowych stosunków gospodarczych

W artykule prezes Polskiego Komitetu Normalizacji i Miar, mgr inż. B. Adamski charakteryzuje rolę i zadania ISO, zwraca uwagę na korzyści, jakie daje możliwość korzystania przez kraje członkowskie ISO z dorobku krajów wysoko rozwiniętych. Poza opracowywaniem międzynarodowych norm w zakresie działalności ISO wchodzi prace teoretyczne prowadzone przez Komitet do Spraw Naukowych Podstaw Normalizacji (STACO), które pomagają komitetom organizacyjnym różnych krajów w doskonaleniu własnych systemów normalizacyjnych.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

### Teraźniejszość i przyszłość normalizacji międzynarodowej ISO

Jest to artykuł Generalnego Komisarza d.s. Normalizacji w Ministerstwie Rozwoju Nauki i Techniki we Francji, H. Duranda, w którym analizuje wyniki prac ISO i przedstawia wnioski co do dalszego jej rozwoju. Warto wiedzieć, że ostatnie 10 lat jest najbardziej dynamicznym okresem jej działalności, że obecnie zbiór Zaleceń i Norm Międzynarodowych liczy 2000, a w okresie 5 lat osiągnie 4000. Istotnym problemem działalności ISO jest skracanie terminów opracowywania Norm Międzynarodowych, zachowując wysoki poziom techniczny tych dokumentów.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

### Katalog norm zakładowych pomocy warsztatowych

Podano zestawienie norm zakładowych dotyczących pomocy warsztatowych obowiązujących w przedsiębiorstwach Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta”.

„Normalizacja” 1972 nr 10—11

# Na półkach księgarskich

Praca zbiorowa

## MAŁY PORADNIK MECHANIKA

WNT, Warszawa 1972, wyd. 13, B6, s. 1018, rys. 711, tabl. 287, nakł. 50 000, poziom III, pl., zł 105.—

W książce zawarto podstawowe wiadomości z matematyki, metrologii, mechaniki ogólnej, wytrzymałości materiałów, hydromechaniki, nauki o ciepłe, elektrotechniki, materiałoznawstwa, rysunku technicznego maszynowego, części maszyn i maszynoznawstwa. Opatrzona jest wieloma tablicami i wykresami. Książka przeznaczona jest dla techników-mechaników, mistrzów oraz dla uczniów szkół średnich o kierunku mechanicznym.

Czerni S.

## SŁOWNIK TECHNICZNY POLSKO-WŁOSKI

WNT, Warszawa 1972, A5, s. 252, nakł. 3000, pl., zł 61.—

Słownik zawiera 22 000 terminów wyjściowych polskich wraz z ich odpowiednikami włoskimi ze wszystkich dziedzin techniki i związanych z nią nauk podstawowych.

Matczyński F.

## PROCESY PRACY I STANOWISKA ROBOCZE

### Metody analizy i racjonalizacji

WNT, Warszawa 1972, A5, s. 188, rys. 57, tabl. 37, nakł. 3000, poziom III—IV, zł 18.—

Z serii „Biblioteka Organizatora Produkcji”

W książce omówione zostały zasady i metody badania i usprawniania procesów pracy w przedsiębiorstwach produkcyjnych przemysłu maszynowego, zwracając szczególną uwagę na analityczne metody organizowania procesów pracy oraz na ergonomiczne warunki pracy na stanowiskach roboczych. Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów (projektujących środki produkcji i procesy pracy), dla służb organizatorskich w zakładach i średniego dozoru technicznego.

Górski E.

## NARZĘDZIA I OPRZYRZĄDOWANIE NARZĘDZIOWE

### Automatyzacja obróbki skrawaniem

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2, seria 2, A5, s. 284, rys. 201, tabl. 9, nakł. 4000, poziom IV—III, zł 35.—

Książka wyjaśnia zagadnienia związane z zamocowaniem, wymianą, ustawianiem, kompensacją zużycia i kontrolą stanu narzędzi skrawających, stosowanych w liniach obrabiarkowych ze sterowaniem programowym. Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów technologów oraz dla studentów wydziałów mechanicznych wyższych uczelni technicznych.

Castro R., de Cadenet J. J.

## METALURGIA SPAWANIA STALI ODPORNYCH NA KOROZJĘ I ŻAROWYTRZYMAŁYCH

Tłum. z franc. Z. Dobrowolski.

WNT, Warszawa 1972, A5, s. 220, rys. 101, tabl. 11, nakł. 2500, poziom IV, zł 24.—

W książce zawarto charakterystykę typowych stali przemysłowych odpornych na korozję i żarowytrzymałych. Omówiono wpływ cyklu cieplnego procesu spawania na strukturę i skład chemiczny połączeń oraz wpływ czynników technologicznych na spawalność metalurgiczną stali. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-konstruktorów i wykonawców konstrukcji spawanych ze stali i stopów odpornych na korozję i żarowytrzymałych.

Chmielewski H., Baran I., Skupiński S.

## ILUSTROWANY SŁOWNIK TECHNICZNY DLA WSZYSTKICH

WNT, Warszawa 1972, wyd. 5, s. 432, rys. 505, nakł. 20 000, poziom II—III, zł 40.—

Słownik zawiera ok. 8000 haseł w porządku alfabetycznym ze wszystkich dziedzin techniki i nauk pokrewnych. Przeznaczony jest dla wszystkich interesujących się techniką.

Praca zbiorowa

## ENCYKLOPEDIA TECHNIKI

### AUTOMATYKA

WNT, Warszawa 1972, B5, rys. 870, tabl. 50, nakł. 20 000, poziom III—IV, pl., zł 160.—

Encyklopedia obejmuje następujące działy: podstawy automatyki, teorię sterowania, teorię automatów, teorię optymalizacji, teorię wielkich systemów, teorię niezawodności, teorię informacji, telemetrię, telesterowanie, teorię maszyn matematycznych, układy automatyki elektrycznej, mechanicznej, hydraulicznej i pneumatycznej oraz urządzenia zautomatyzowane. Encyklopedia przeznaczona jest dla inżynierów i techników wszystkich specjalizacji, bibliotek naukowo-technicznych.

**Analiza charakterystyk...**

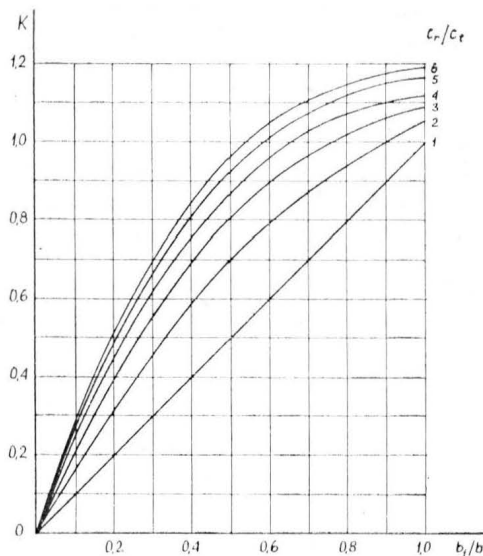
jak w przypadku przyrostów  $\Delta C_z$  i  $\Delta C_x$ . Przyrost współczynnika momentu pochylającego  $\Delta C_m$  jest niezależny od wydłużenia skrzydła, a dla kłapy na pełnej rozpiętości skrzydła jest funkcją zbieżności skrzydła. Przyrost  $\Delta C_m$  odnosimy do  $1/4$  ciężkości skrzydła.

Glauert wykazał, że teoretyczny współczynnik momentu pochylającego  $\Delta C_m$  ma zawsze znak ujemny (wywołuje pochylanie samolotu na nos) i dla kłapy o danej ciężkości jest wprost proporcjonalny do  $\Delta C_z$ , co znalazło potwierdzenie w praktyce.

Young podaje następujące wielkości stosunku  $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$ :  
 Wzrost  $\Delta C_m$  dla kłap szczelinowych w porównaniu

Tablica 2

Kłapy	krokodylowe	szczelinowe	podwójne	Fowlera
$\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$	-0,25	-0,33	-0,33	-0,43



21

z krokodylowymi wywołany jest przesunięciem powierzchni kłapy w czasie wychylenia się do tyłu.

Dla kłap prostych stosunek  $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$  zależy od głębokości kłapy, co jest wyraźnie widoczne na rysunku 19. Średni stosunek przyrostu współczynnika momentu pochylającego do przyrostu współczynnika siły nośnej (odniesionych do ciężkości efektywnej) dla różnych typów kłap według Data Sheets przedstawiono na rysunku 20. Dodatkowo naniesiono dane z dmuchań w celu oznaczenia odchyleń od wartości średnich dla różnych typów kłap. Widać, że przyrosty  $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$  dla kłap szczelinowych są większe niż dla kłap krokodylowych. Wartości stosunku  $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$  dla kłap krokodylowych dla profili NACA 23012 i NACA 23021 dość dobrze zgadzają się z wykresami przedstawionymi w Data Sheets.

**Obliczanie przyrostu współczynnika momentu pochylającego od wychylenia kłap**

Z rysunków 9—12 znajdujemy przyrost  $\Delta C'_z$  dla danego kąta wychylenia kłapy. Z geometrii kłapy znajdujemy  $c'$ :

Z rysunku 20 znajdujemy  $\frac{\Delta C'_m}{\Delta C'_z}$

Z charakterystyki skrzydła z klapą schowaną znajdujemy:  $C_z$  z kl. schowaną i  $C_m$  z kl. schowaną

$$\Delta C_m = \Delta C'_m \left(\frac{c'}{c}\right)^2 - 0,25 C_z \text{ z kl. sch.} \left(\frac{c'}{c}\right) \cdot \left(\frac{c'}{c} - 1\right) + C_{mz \text{ kl. schow.}} \cdot \left[\left(\frac{c'}{c}\right)^2 - 1\right] \quad (9)$$

Dla kłapy na niepełnej rozpiętości bez wykrojów z rysunku 21 znajdujemy dla danej zbieżności skrzydła  $\frac{c_r}{c_t}$  i stosunku rozpiętości kłapy do rozpiętości skrzydła  $\frac{b_f}{b}$  wartość  $K$ .

$$(\Delta C_m)_{\frac{b_f}{b}} = K \cdot \Delta C_m \quad (10)$$

W przypadku kłapy z wykrojami postępujemy tak, jak przy obliczaniu  $\Delta C_z$  dla kłapy z wykrojami.

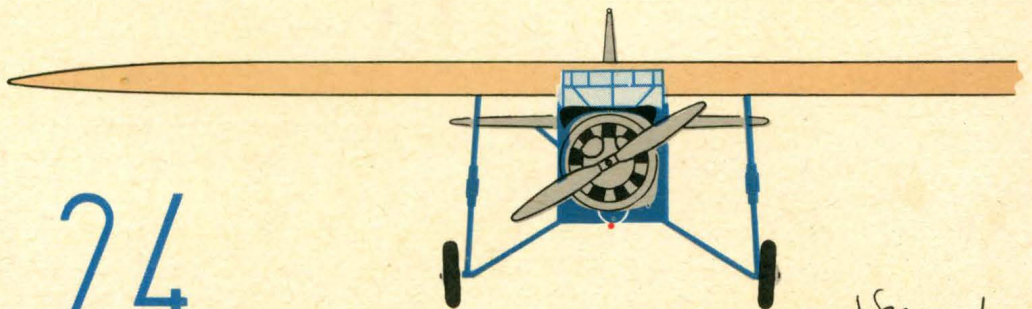
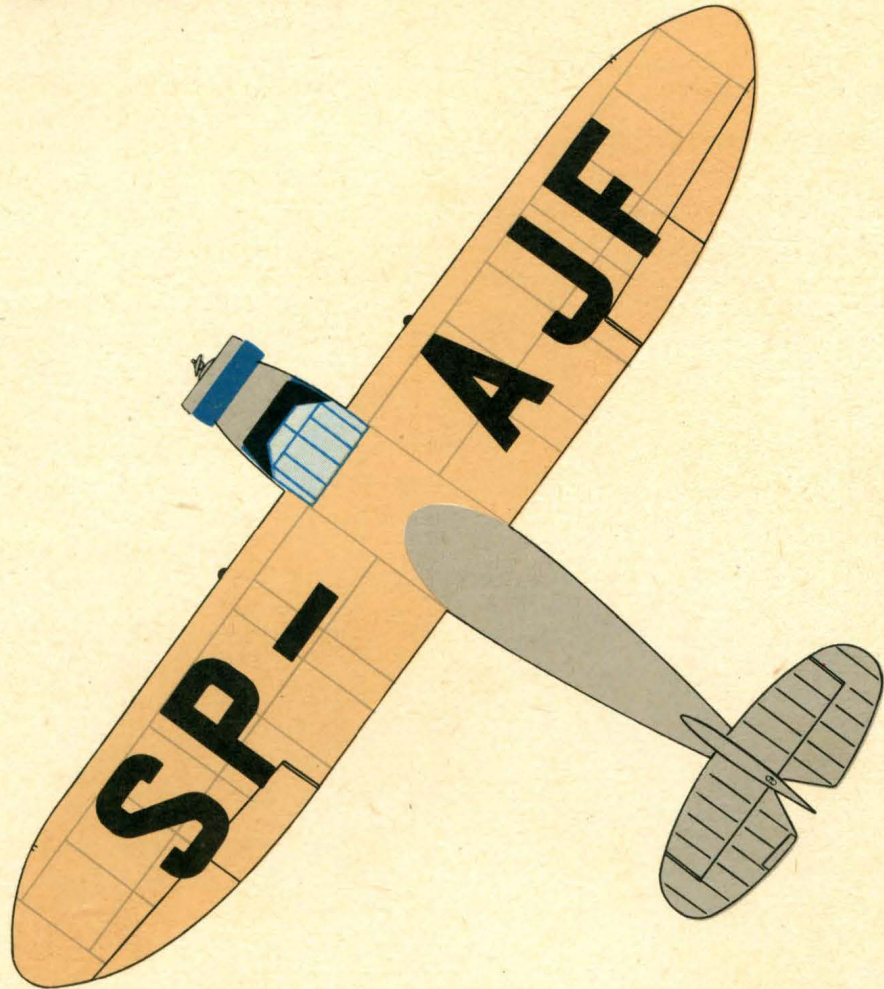
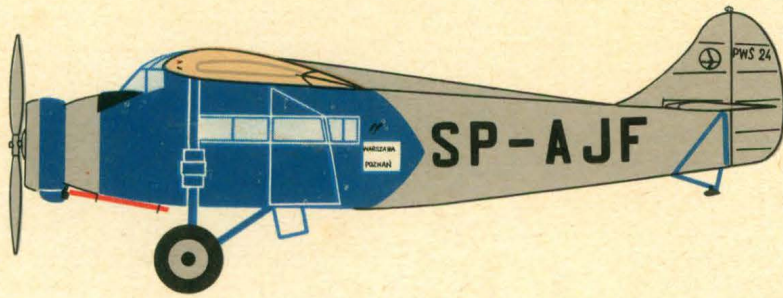
**Wykorzystanie zjawiska...**

Pełniejsze wykorzystanie tranzystorów i mikromodułów pozwala na konstruowanie urządzeń bardziej skomplikowanych układowo, a przy tym bardziej niezawodnych i co jest najważniejsze w aparaturze lotniczej o dużo mniejszym ciężarze. Już obecnie w samolotach radzieckich instalowany jest trójwiązkowy radar DISS-013. Odpowiada on w pełni nowoczesnym tendencjom w dziedzinie konstrukcji aparatury pokładowej. Dzięki mniejszemu ciężarowi (27 kG) i dużo mniejszym rozmiarom możliwe jest instalowanie podwójnego zestawu urządzenia.

Dalszym krokiem w udoskonalaniu układów nawigacyjnych jest połączenie radaru Dopplera z układem bezwładnościowym. Łączone układy stanowią przyszłość pokładowych urządzeń nawigacyjnych. Ich zastosowanie będzie kolejnym krokiem na drodze zwiększenia bezpieczeństwa pasażerskiego ruchu lotniczego.

**Literatura**

1. Własow O. W., Smokin I. W.: *Radiooborudowanije letatielnych apparatow*. Wojennoje Izdatelstwo Ministerstwa Oborony SSSR. Moskwa 1971
2. DISS-3 — *Tiechniczieskoje opisanije. Instrukcija po ekspluatacji cz. I.*
3. *Nawigacjonnojaja awtonomnojaja sistema NAS-1B. Tiechniczieskoje opisanije. Instrukcija po ekspluatacji.*



PWS 24

*J. Seewald*