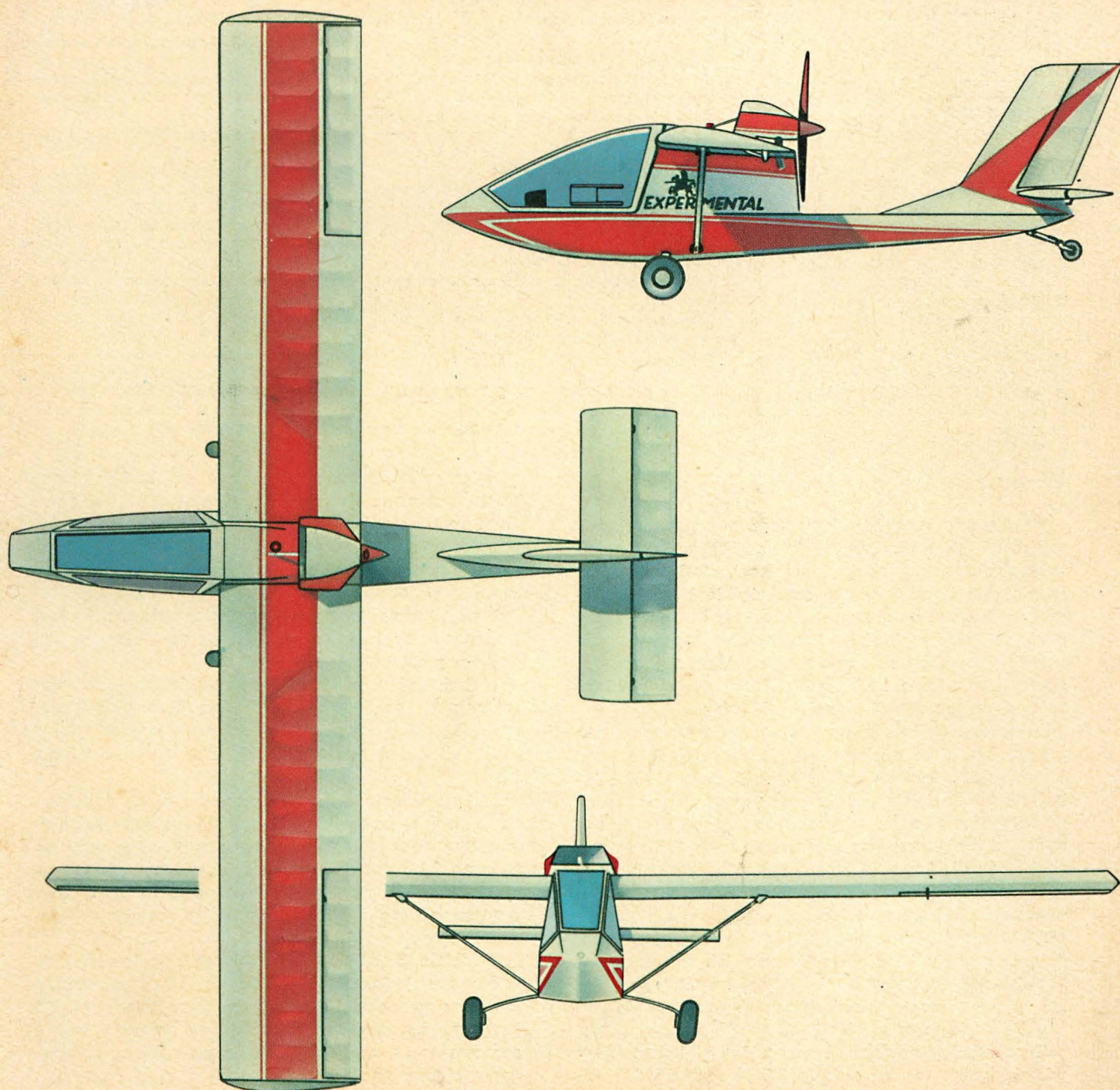


lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Z działalności Sekcji Lotniczych

26 stycznia br. odbyło się pierwsze, plenarne, kwartalne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, z udziałem przedstawicieli oddziałów Sekcji. Kol. T. Kostia zapoznał zebranych z ubiegłoroczną i bieżącą działalnością Sekcji, omawiając m. innymi:

- konferencję mielecką pt. Aktualne problemy polskiego lotnictwa
- współpracę z Sekcją Lotniczą SITK
- kontakty z dyrekcją Wydawnictw Czasopism Technicznych, prezesem NOT oraz dyrektorem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego
- reorganizację TLiA
- stanowisko Sekcji w sprawie studiów lotniczych w szkolnictwie wyższym
- projekt regulaminu sekcji naukowo-technicznych, wreszcie — zamierzenia mające na celu rozszerzenie siatki organizacyjnej Sekcji Lotniczej SIMP.

Ze sprawozdań oddziałów wynikała informacja o nowych formach pożytecznej działalności społecznej, do których należą:

- 1) organizacja spotkań i wieczorków towarzyskich
- 2) sympozja i seminaria na temat nowości w technice lotniczej
- 3) nawiązanie bliższej łączności z lotniczymi kołami SIMP
- 4) wymiana doświadczeń stowarzyszeniowych i fachowych
- 5) współpraca z miejscowym aeroklubem w zakresie szkolenia (np. w kabinie treningowej)
- 6) okazanie pomocy w sprawach związanych z częściami zamiennymi oraz remontami
- 7) rozszerzenie pracy propagandowej wśród młodzieży (turnieje, prelekcje)
- 8) organizacja modelarni lotniczych
- 9) wydawanie okolicznościowych biuletynów

W następnym numerze...

W artykule wstępnym przedstawimy kierunki specjalizacji polskiego przemysłu lotniczego w świetle ogólnoswiatowej produkcji lotniczej. Duże samoloty pasażerskie i transportowe oraz ciężkie i szybkie samoloty bojowe produkują obecnie tylko duże państwa, te które mają środki materialne na inwestycje przede wszystkim na coraz kosztowniejsze prace badawczo-rozwojowe nad prototypami. Polska specjalizuje się w produkcji samolotów lekkich.

O samolotach i śmigłowcach eksploatowanych przez polskie lotnictwo sanitarne w latach 1955—1972 pisze Z. Olszański. Omawia zalety i wady stosowanego dotąd sprzętu, a także przedstawia przewidywane zmiany. Stopniowo wprowadzane są już nowe, lepsze samoloty i śmigłowce przystosowane do zadań sanitarnych; dwusilnikowy Morava L-200 i śmigłowiec Mi-2.

O nowoczesnych metodach obróbki stopów w wytwórniach lotniczych Stanów Zjednoczonych pisze W. Waśkowski, zwracając uwagę na korzyści, jakie dają te metody i podaje przykłady ich zastosowania. Przedstawia ilościowy i jakościowy wzrost wyposażenia w nowoczesne obrabiarki, niezbędne dziś do obróbki nowych materiałów.

Konstrukcję nowego transportowca kosmicznego wielokrotnego użytku opisuje W. Kordziński. Na za-

10) organizacja wystaw książek i plakatów lotniczych.

Zebrani zwrócili uwagę na konieczność powołania do życia zespołu Sekcji Lotniczej, który będzie mieć za zadanie sondaż zaistniałych problemów i zorganizowanie grupy roboczej do ich przeanalizowania i opracowania aktualnych wniosków. W skład tego zespołu weszli kol. kol. A. Misiorek — jako przewodniczący — oraz S. Mosica, S. Orczykowski i W. Wójcik — jako członkowie.

W celu rozszerzenia kręgu czytelników naszego czasopisma Zarząd Sekcji podjął decyzję o komisowej sprzedaży poszczególnych zeszytów TLiA przez kolporterów simpowskich w przedsiębiorstwach i instytucjach lotniczych.

Na koniec członkowie Zarządu zapoznali się z nowym, ramowym regulaminem sekcji naukowo-technicznych i przedyskutowali jego ważniejsze tezy i postanowienia.

Zgodnie z wcześniejszymi ustaleniami Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zaoferował współpracę Polskiej Izbie Handlu Zagranicznego w przygotowaniu „Dni Techniki Polskiej” w Budapeszcie, zorganizowanych w marcu br. W wyniku tej współpracy — wobec audytorium specjalistów węgierskich — wygłoszone zostały następujące referaty:

— kol. F. Borodzika — *Sprzęt agrolotniczy* i

— kol. T. Kosti — *Ekonomika wykorzystania samolotów i śmigłowców w rolnictwie*.

Na wystawie wchodzącej w skład imprezy eksponowano różnorodne zespoły lotniczej aparatury i urządzeń rolniczych.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP ustalił terminy zebrań.

— Zebrania plenarne członków Zarządu

odbędą się w dniach: 6.IV i 5.X. 1973 r. oraz 11.I, 5.IV, i 4.X.1974 r.

— Sesje wyjazdowe Zarządu odbywają się według następującego planu. W 1973 r.: w marcu — w Lublinie, w maju — w Rzeszowie, we wrześniu — w Bielsku-Białej, w listopadzie — w Poznaniu. W 1974 r.: w lutym — w Warszawie, w listopadzie — w Bydgoszczy.

W końcu ub.r. ukenstytuował się nowy skład Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK. Na czele Sekcji — na następną kolejną kadencję — pozostał kol. Eligiusz Kołodziński. Przewodniczącym zastępują kol. kol. K. Szumielewicz i J. Rachwański, obowiązki sekretarza pełni kol. W. Styczeń. W skład Sekcji — jako członkowie — wchodzi koledy: F. Gwiżdż, A. Liwotow, Z. Łopatek, T. Mierzwińska, Z. Mikołajczuk, K. Norejsko, J. Oficjański, J. Wyszomirski i J. Wiczyński.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP postanowił ożywić dotychczasową współpracę z Towarzystwem Przyjaźni Polsko-Radzieckiej. W tym celu zdecydowano:

— spotkać się z przedstawicielami Towarzystwa,

— wyznaczyć członka Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w celu utrzymywania stałych kontaktów z TPPR.

Zarząd Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP czyni starania w celu załniczowania działalności propagandowej wśród młodzieży. Wybrane zostaną szkoły, w których poprowadzi się odpowiednie akcje, jak również opracowane będą odczyty na lotnicze tematy, interesujące młodzież. Ponadto planuje się włączenie tematyki lotniczej i udział w telewizyjnej redakcji młodych oraz zorganizowanie eliminacji do turnieju lotniczego.

mówienie NASA transportowiec ten buduje firma North American Rockwell. Transportowiec ten umożliwi realizację b. poważnego, obliczonego na 20 lat programu kosmicznego, który według założeń ma przewyższyć pod względem znaczenia programu Apollo. W odróżnieniu od programu Apollo, który był w zasadzie programem doświadczalnym, projekt transportowca kosmicznego jest w pełni programem użytkowym.

W kolejnej trzeciej części artykułu. Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła R. Garncarek omawia wpływ bliskości Ziemi na charakterystykę aerodynamiczną klap.

O zastosowaniu skrzydła pomocniczego na śmigłowcu pisze K. Szumański. W artykule podane są podstawowe dane mechaniki lotu śmigłowców wyposażonych w skrzydło, omówione zjawiska fizyczne zachodzące przy współpracy wirnika i skrzydła oraz przeprowadzona analiza możliwości poprawienia własności lotnych śmigłowca.

W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej A. Glass opisuje szybowiec PWS-101. Na tym właśnie szybowcu w roku 1938 Tadeusz Góra przeleciał 578 km i za ten przelot, który był rekordem Polski a zarazem został uznany za najlepszy wyczyn szybowcowy 1938 r. na świecie.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI	Str.
Lotnicy na Pierwszomajowe Święto	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
K. Szumielewicz: Użytkowanie sprzętu lotniczego. Referat generalny II lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
J. Świdziński: Amatorski samolot J-1 Prząśniczka	10
W. Kordziński: Trójwałowy silnik śmigłowiec Rolls-Royce BS.360	14
KSIĄŻKI LOTNICZE	18 i 35
KARTOTEKA TLIA	
Piper PA-36 Pawnee Brave, SAAB-105 XT	19
Hughes 500 E, Sportavia Avion-Planeur RF-5	21
POMOCE KONSTRUCYJNE 10	
Profil Clark Y ze slotem specjalnym i z klapą Fowlera	23
W. Stafiej: Właściwości aerodynamiczne szybowców z profilem o zmiennej geometrii	25
T. Smolicz: Nawigacja samolotu w układzie siatkowym	30
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK	
Narada naukowo-techniczna nt. Przyszłość lotniska Warszawa-Okęcie	32
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 7	33
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИ, NEWS FROM POLAND	34
NOWOŚCI TECHNICZNE	36 i 40
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: RWD-5 — samolot Skarżyńskiego	38
Z działalności Sekcji Lotniczych	II okł.

Na okładce: Prząśniczka — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, 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*, mgr 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. 168/73. Nakład 2400 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-81.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

SWIDZIŃSKI J.

Любительский самолет J-I Пшенничка

В статье описан самолет, сконструированный авиационным и планерным модельщиком Ярославом Яновским, жителем Лодзи.

Это одна из немногочисленных любительских конструкций, выполненных в Польше после войны. Внимание заслуживает нетрадиционная система, простое и правильное конструктивное решение, а также эстетичный внешний вид, который можно считать достижением в области дизайна.

В результате голосования читателей самолет получил название Пшенничка, а за границей он также известен под названием Дон Кихот.

KORDZIŃSKI W.

Трехвальный пропеллерный двигатель Rolls-Royce BS.360

В статье описан генезис создания трехвального пропеллерного двигателя Rolls-Royce BS.360, его конструкция, система управления, приведены технические данные, кратко представлено развитие двигателя и дано несколько критических замечаний.

STAFIEJ W.

Аэродинамические свойства планеров с профилем изменяемой геометрической формы

В спортивных планерах открытого класса все чаще применяются закрылки, изменяющие геометрическую форму профиля путем увеличения или уменьшения его кривизны. Такая система позволяет повысить летные качества планера благодаря благоприятной модификации формы полюсной скорости посредством изменения аэродинамических свойств профиля крыла по сравнению с исходным неискривленным профилем.

Профили разработаны на основе ламинарных профилей НАСА, в которых, благодаря небольшим но существенным изменениям формы, получен хороший показатель отношения коэффициентов подъемной силы и сопротивления.

SMOLICZ T.

Навигация самолета в сетчатой системе

После введения ПЛЛ ЛЕТ новых авиалиний через Атлантический океан появилась необходимость применять новую систему навигации — в сетчатой системе. В статье представлены ее принципы, отличающие новый вид навигации от применяемой до сих пор навигации тем, что в качестве меридиана отнесения выбирается магнитный меридиан места старта, посадки или другой произвольный меридиан. Для правильного указания величины курсов применяются специальные навигационные карты. В статье приведены результаты расчета для полета через Южную часть Атлантического океана и обращено внимание на существенные факторы, которые гарантируют точность навигации в сетчатой системе.



lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Lotnicy na Pierwszomajowe Święto

Święto Pierwszego Maja jest najwłaściwszym momentem do refleksji nad dorobkiem i perspektywami naszej pracy. Rozpatrzmy przeto, jak przedstawia się bilans wysiłków ludzi lotnictwa w dziedzinie, z którą związali swe uczucia i nadzieje.

Najlepszą podstawą do oceny jest perspektywa wieloletnia. Nasz przemysł lotniczy po wojnie rozwijał się skokami. Najpierw był okres odbudowy przemysłu z ruin, potem rozbudowa jego potencjału produkcyjnego na początku lat pięćdziesiątych, a pod koniec tych lat fala prototypów. Obecnie po latach zastoju — znów mamy okres szybkiego rozwoju, dzięki docenieniu znaczenia przemysłu lotniczego przez Kierownictwo Partii i Rządu.

Kilkanaście lat temu w pochodach pierwszomajowych pracownicy przemysłu lotniczego nieśli makiety projektowanych wówczas prototypów. A co jako swój nowy dorobek zaprezentują w br. na 1 Maja? Nowy lekki samolot rolniczy PZL-106 oraz motoszybowiec SZD-45. Na obie konstrukcje czekają nabywcy zagraniczeni — upominając się o jak najszybsze dostawy z seryjnej produkcji. Wszystkie nasze wytwórnie lotnicze prowadzą intensywne prace nad prototypami i zamierzają w możliwie szybkim czasie uruchomić produkcję nowych samolotów, śmigłowców, szybowców i silników lotniczych. I ważne jest, że ta działalność oparta jest o perspektywiczny plan rozwoju przemysłu lotniczego, oczekiwany od dawna.

Komunikacja lotnicza otworzyła pierwszą w swych dziejach linię transatlantycką. Jest to zrealizowanie zamierzeń sprzed przeszło 30 lat, które zniweczył wówczas wybuch wojny. Tegorocznej wiosny znów tabor LOT-u zwiększył się o nowe samoloty Tu-134A i Il-62. Nasze linie lotnicze rozwijają się, uruchamiając wciąż nowe połączenia. LOT po przekroczeniu liczby miliona pasażerów przewożonych rocznie szybko zbliża się do 1,5 miliona.

Lotnictwo wojskowe może pochwalić się wynikami szkoleniowymi i eksploatacyjnymi oraz wzrostem poziomu technicznego i cennymi usługami dla gospodarki narodowej. W bieżącym roku nasze lotnictwo przygotowuje się do obchodów 30-lecia Ludowego Wojska Polskiego.

Lotnicze szkolnictwo wyższe znajduje się w trakcie intensywnego rozwoju. Zadania stojące przed nim są ogromne, przekraczające aktualne możliwości wydziałów lotniczych Politechniki Warszawskiej i Szkoły Inżynierskiej w Rzeszowie. Konieczne jest rozwinięcie studiów podyplomowych. Mówiąc o wyższych uczelniach, należy również pamiętać o Wojskowej Akademii Technicznej oraz wyższych szkołach oficerskich.

Nasz sport lotniczy na pierwszym miejscu w swym dorobku wymieni sukcesy szybowcowe, spadochronowe i modelarskie na arenie międzynarodowej, a także udział w rajdach samolotowych. Aerokluby wiążą swe nadzieje z zarysowującą się perspektywą uzyskania nowych samolotów szkolno-treningowych.

Lotnictwo rolnicze rozszerza swe usługi na coraz większą liczbę krajów, a lotnictwo sanitarne rozwija się m.in. dzięki powiększeniu liczby swych samolotów dwusilnikowych i śmigłowców.

Wzrost liczby samolotów dyspozycyjnych ministerstw i przedsiębiorstw świadczy o rozwoju nowej kategorii lotnictwa w naszym kraju — lotnictwa służbowego.

Konstruktorzy amatorzy wciąż tworzą nowe konstrukcje, czego wyrazem jest motoszybowiec Altostratus oraz samoloty Wrocław i Pchła Powietrzna Piast.

Wydawnictwa MON i WKiŁ oraz inne dały nam w ostatnim roku ładną porcję interesujących książek lotniczych.

Najmniej jest tylko słyhać o narybku lotniczym — kolach lotniczych i harcerskich drużynach lotniczych — a należałoby pomyśleć o otoczeniu młodzieży lotniczej szczególną troską i zadbać o masowe rozwijanie zainteresowań lotnictwem, jeśli chcemy, szybkiego rozwoju Polskich Skrzydeł.

Warto też zauważyć, że rok pierwszych wyników nowego stylu pracy w naszym lotnictwie szczęśliwie zbiega się z Rokiem Nauki Polskiej, podczas którego możemy zaprezentować nasz dorobek naukowo-techniczny.

Osiągnięcia ostatnich dwóch lat w naszym lotnictwie powinny dodać nam energii do zrealizowania licznych zadań, jakie stawia przed nami program rozwoju polskiego lotnictwa.



POLSKA

● Z dniem 1 stycznia br. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta” zmieniło nazwę na **Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL**. Pracownicy przemysłu lotniczego pozytywnie oceniają powrót do tradycyjnej nazwy.

● Na początku 1972 r. biura konstrukcyjne Instytutu Lotnictwa i WSK-Okecie rozpoczęły projektowanie lekkiego samolotu rolniczego **PZL-106 Kruk**, który ma być następcą samolotu PZL-101 Gawron. Dla przyspieszenia terminu realizacji samolotu wiele prac wykonano w czynie społecznym. W lecie ub. roku gotowa była makieta samolotu, następnie przystąpiono do budowy prototypu. Pierwszy lot samolotu PZL-106 odbył się w kwietniu br. Zapotrzebowanie na samolot tej klasy zarówno w kraju, jak i w państwach RWPG jest duże.

● W Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Delta-Mielec 3 lutego br. uroczystość było obchodzone przekazanie odbiorcy radzieckiego 5-tysięcznego egzemplarza samolotu An-2. Samolot został wykonany jako dar załogi zakładu dla lotnictwa Kraju Rad. Głównym odbiorcą An-2 jest Związek Radziecki. Samoloty An-2 są eksportowane do wielu krajów, m. in. Bułgarii, Jugosławii, Koreańskiej, Republiki Ludowo-Demokratycznej, NRD i Rumunii. Jeden z samolotów tego typu przechodzi próby we Francji.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Delta-Swidnik przejmie w br. produkcję szybowców **SZD-30 Pirat** z Zakładów Szybowcowych Delta-Bielsko. Wiąże się to z dużymi zamówieniami na ten typ szybowca oraz z koniecznością zwolnienia w Bielsku powierzchni produkcyjnych dla szybkiego uruchomienia produkcji szybowców laminatowych i motoszybowców. W br. WSK-Swidnik ma wyprodukować 50 Piratów a następnie produkcja ma osiągnąć 100 sztuk rocznie.

● W 1972 r. Zakłady Szybowcowe Delta-Bielsko wyprodukowały 150 szybowców, w tym 70 szybowców SZD-30 Pirat i 50 szybowców SZD-36 Cobra 15. Resztę stanowiły Bociany 1E oraz prototypy Oriona, Jantara, i Halnego.

● Na dwumiejscowym szybowcu wy czynowym SZD-40 Halny został zastosowany nowy polski laminarny profil szybowcowy opracowany przez doc. dra J. Ostrowskiego. Doc. dr J. Ostrowski z Politechniki Warszawskiej opracował rodzinę profili szybowcowych dla SZD.

● W maju br. został oblatany w Bielsku dwumiejscowy motoszybowiec szkolny SZD-45. Napęd jego stanowi zmodyfikowany silnik VW. Na motoszybowiec wytwórnia ma już zamówienia jednej z firm zachodnioeuropejskich.

● Wytwórnia WSK-Mielec jest głównym eksporterem w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego. Rocznie eksportuje ona wyroby wartości ok. 200 mln zł dew., zajmując pewne miejsce w Zjednoczeniu, a drugie w kraju. Eksport całego Zjednoczenia przekroczył w 1972 r. 700 mln zł dew., w tym ok. 520 mln zł dew. za sprzęt lotniczy.

● Wiceprezes Rady Ministrów Franciszek Kaim przeprowadził rozmowę z przebywającym w naszym kraju ministrem lotnictwa Arabskiej Republiki Egiptu. Rozmowa dotyczyła możliwości polsko-egipskiej współpracy w przemyśle lotniczym i lotnictwie cywilnym.

● W kwietniu 1974 r. zakończony zostanie pierwszy etap budowy — najnowocześniejszego w kraju — portu lotniczego w **Rębichowie** pod Gdańskiem. Nowy port lotniczy Trójmiasta przejmie wówczas funkcje obsługi ruchu pasażerskiego likwidowanego lotniska we Wrzeszczu. W tym okresie dworzec będzie prowizoryczny. Obecnie buduje się pasy startowe. Ta wielka inwestycja Wybrzeża (która obliczona jest na ruch lotniczy 2—3 milionów pasażerów rocznie) zakończy się w 1976 r.



Samolot służbowy Jak-40 SP-GEA używany jako służbowy przez polski przemysł — na usterzeniu nosi znak PZL

● Zakupione przez PLL Lot samoloty dalekiego zasięgu **Il-62** zamortyzują się w ciągu czterech lat. Planuje się, że trasy afrykańskie będą przedłużone aż do Dakaru, zaś w dalszej przyszłości do Południowej Ameryki. Przewiduje się również wydłużenie linii na Bliski i Daleki Wschód. W perspektywie uważa się za możliwe wprowadzenie na liniach Lotu o dużym ruchu pasażerskim radzieckich samolotów Tu-154, a w dalszej przyszłości aerobusów Il-86.

● Dwóch astronautów: jeden ze Związku Radzieckiego, drugi ze Stanów Zjednoczonych — weźmie udział w **symposiumach zorganizowanych w Toruniu** we wrześniu br. przez komitet kopernikowski Międzynarodowej Unii Historii Filozofii Nauki. Tematyka sympozjów: recepcja teorii Kopernika, Kopernik i rewolucja naukowa XVII w., kopernikanizm w naukach społecznych.

● W lutym otwarte zostało w Olsztynie — jedno z nielicznych na świecie — **planetarium lotów kosmicznych**, wzniesione dla uczczenia 500 rocznicy urodzin Mikołaja Kopernika.

Oglądając sztuczne niebo pod kopułą planetarium uczestnicy seansów mają złudzenie, że obserwują planety nie z Ziemi, lecz z pojazdu poruszającego się w Kosmosie. Zautomatyzowana aparatura projekcyjna Zeissa umożliwia oglądanie ok. 6,9 tys. gwiazd do 6 wielkości włącznie.

● Zaplanowana jest budowa dziesięciu zakładów doświadczalnych dla Politechniki Warszawskiej. Należy postulować, aby budowano pośpiesznie i w pierwszym rzędzie placówki naukowo-badawcze dla Wydziałów Elektroniki i Mechaniki Precyzyjnej. W zakładach tych należy powołać do życia silne ośrodki awioniki i mechanicznego osprzętowych dla potrzeb nowoczesnego przemysłu lotniczego.



AUSTRALIA

● Problem **turbulencji atmosfery** jest w dalszym ciągu problemem nurtującym lotnictwo. W latach 1948—1963 wydarzyły się 22 katastrofy samolotów komunikacyjnych z powodu wejścia w strefę turbulencji. Australijskie Aeronautical Research Laboratories przeprowadziło badania turbulencji przejrzystego powietrza występującej nad tym konty-

nentem. Stwierdzono występowanie zjawiska do wysokości 18 tys. metrów i na obszarach do 160 km. Czas jego trwania — do 2 godzin. Stwierdzono wpływ ukształtowania terenu. Na mniejszych wysokościach turbulencja występuje na mniejszych obszarach, ale o dłuższym czasie działania.



BULGARIA

● Bułgarskie przedsiębiorstwo **BALKAN** obsługuje obecnie sieć 28 międzynarodowych i 13 wewnętrznych linii lotniczych. Na bieżące pięcioletnie 1971—1975 zaplanowano zwiększenie bazy materiałowo-technicznej, co pozwoli na ogromny rozwój przedsiębiorstwa. W 1971 r. towarzystwo BALKAN przewiozło 1 120 000 pasażerów, liczba ta w 1975 r. wzrośnie do ponad dwóch milionów. Przewóz towarów w tym okresie zwiększy się dwukrotnie. Ważne miejsce w bułgarskim lotnictwie zajmuje lotnictwo usługowo-gospodarcze, które ma obecnie 210 samolotów. Baza sprzętu zostanie zwiększona o 35%, głównie przez zakup śmigłowców.



CHINY

● Przewiduje się, że chińskie towarzystwo lotnicze CAAC wprowadzi samoloty Concorde na linie z Chin do Paryża przez Pakistan, Iran i Rumunię oraz ewentualnie na linię do wschodniej Afryki. Samoloty będą dostarczone do Chińskiej Republiki Ludowej w latach 1976—77.



CZECHOSŁOWACJA

● Czechosłowackie Linie Lotnicze stawiają sobie za cel bezpieczeństwo, dobrą obsługę i ekonomikę w komunikacji lotniczej. CSA na najbliższe 8 lat planuje zakup dalszych transportowców Tu-134A i Tu-154 (w 1975 r.) oraz Jak-40 (do komunikacji krajowej). Nakłady inwestycyjne CSA w tej i przyszłej 5-lacie wyniosą w sumie 2 mld zł.



FRANCJA

- Zamówienia na śmigłowce francuskie produkowane w kooperacji francusko-brytyjskiej wynoszą:
 - 246 śmigłowców transportowych SA-330 Puma, w tym 135 dla Francji, 40 dla W. Brytanii i 71 dla innych krajów
 - 285 śmigłowców lekkich SA-341 Gazelle, w tym 51 dla Francji, 144 dla W. Brytanii i 90 dla innych krajów.

● Dwa prototypy i jeden egzemplarz serii informacyjnej Concorde startowały już 650 razy, zaś czas wszystkich lotów wyniósł 1400 godzin, z czego 350 godzin z prędkością naddźwiękową. Samoloty odwiedziły wiele krajów i latały w różnych warunkach. Wszystko wskazuje na to, że z punktu widzenia technicznego — Concorde będzie gotowy do podjęcia normalnej służby liniowej na początku 1974 roku.

Koszt budowy samolotu planowany w 1962 r. na 420 mln dolarów wyniesie — do chwili uruchomienia produkcji seryjnej 2,5 miliarda.

● Koszty eksploatacji i obsługi samolotu Concorde będą dwukrotnie większe od kosztów ponoszonych przy użytkowaniu innych samolotów komunikacyjnych. Towarzystwa lotnicze widzą rozwiązanie tego problemu w systemie wspólnej obsługi, konserwacji i naprawy samolotów naddźwiękowych.

● Zrobiony został pierwszy krok dla ujednoczenia w Europie przepisów dla dopuszczania do lotu samolotów w klasie ciężaru ponad 5700 kg. Ich pierwsza część dotycząca silników lotniczych oraz śmigieł została zatwierdzona przez wydział lotniczej sprawności technicznej AICMA (Association Internationale des Constructeurs de Material Aerospacial) i jest już wydana w Paryżu. Część przepisów, odnoszących się do płatowca i instalacji wyposażenia była ostatnio w fazie ustalania. Celem prac wydziału lotniczej sprawności AICMA jest ułatwienie importu i eksportu sprzętu lotniczego w grupie państw należących do AICMA (a mianowicie: Belgii, NRF, Danii, Francji, Włoch, Norwegii, Holandii, Wielkiej Brytanii, Szwecji, Szwajcarii i Hiszpanii), lecz bez wątplenia przepisy mają dużą wartość również dla innych krajów mających przemysł lotniczy. Ogólne przepisy sprawności technicznej w lotnictwie opierają się na przepisach FAA (USA) oraz na brytyjskich przepisach budowy sprzętu lotniczego BCAR.



NRF

- Wytwórnia MBB ma zamówienia na 120 dwusilnikowych śmigłowców turbiniowych Bo-105, z czego 65 sztuk już dostarczono. W wytwórni prowadzone są prace nad odmianą powiększoną Bo-106 oraz odmianą wojskową Bo-115.
- W NRF zarejestrowano wiele katastrof szybowcowych spowodowanych udarem słonecznym pilota. W lotach na termice pilot powinien nosić nakrycie głowy. Stwierdzono, że również niebezpieczny jest upał panujący w kabinie szybowca. W takich warunkach mogą wystąpić zaburzenia w układzie krążenia pilota.



SZWAJCARIA

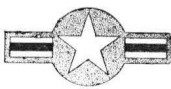
● Trzy największe lotniska szwajcarskie w Zurychu, Genewie i Bazylei są nieczynne w nocy. Zabroniono startu i lądowania samolotów rejsowych w godz. od 0.30 do 5 i samolotów czarterowych w godz. od 23 do 6. Zakaz wprowadzono po licznych skargach okolicznych mieszkańców, którym samoloty zakłócały nocny wypoczynek.

● 10-letnia umowa przewiduje podział zadań w obsłudze technicznej samolotów DC-9 między towarzystwami szwajcarskim i austriackim. Swissair będzie naprawiał silniki a AUA płatowce. Towarzystwa będą miały wspólny magazyn części.



SZWECJA

● 30 km od Malmoe oddane zostało do użytku wielkie międzynarodowe lotnisko. Obsługiwać ono będzie 5 tys. pasażerów dziennie. Najdłuższy pas startowy lotniska ma 2800 m, a w przyszłości może być przedłużony do 3700 m. Możliwy więc jest start i lądowanie nawet największych samolotów, używanych obecnie w międzynarodowym transporcie lotniczym. Budowę lotniska rozpoczęto przed trzema laty. Koszt budowy portu wyniósł 130 mln koron.



USA

● NASA planuje wystrzelenie stacji kosmicznej typu Mariner, która przeprowadzi badania dwóch planet — Wenus i Merkury. Stację nazwano MVM-73 (Mariner — Venus — Mercury 1973 r.). Ciężar jej wynosi około 500 kg, aparaty naukowe 51 kg. Najodpowiedniejszym terminem do startu jest 4 listopada br. W lutym 1974 r. MVM-73 okrąży Wenus w odległości 5 tys. km, a w dwa miesiące później okrąży planetę Merkury w odległości ok. 1 tys. km.



W. BRYTANIA

● Działający w Londynie Polski Klub Szybowcowy obchodził niedawno swe 25-

-lecie. Członkowie, klubu mają duże osiągnięcia w szkoleniu, a kilku z nich zdobyło diamenty do odznak szybowcowych.

Polscy piloci zrzeszeni w klubie latają na szybowcach angielskich oraz polskich Fokach, Muchach i Bocianach.



ZSRR

● 82 mln pasażerów przewiózł w ub. roku Aeroflot. Jest to o 4 mln więcej niż w 1971 r. Szczyt pasażerskich przewozów przypada na urlopowe podróże: w sierpniu — wyniósł on 12 mln osób.

Samoloty Aeroflotu latają do 63 państw. W ub. roku po raz pierwszy roczny plan lotów opracował elektroniczny komputer. Nastąpiła dalsza modernizacja sprzętu. W regularnych rejsach Moskwa-południe ZSRR ukazały się po raz pierwszy nowe samoloty Tu-154.

● W najbliższej przyszłości najważniejszym samolotem w radzieckim lotnictwie komunikacyjnym będzie Tu-154. Na dużych lotniskach zostanie wprowadzony system automatycznego lądowania, zaś w miastach będą zainstalowane urządzenia rezerwacji miejsc typu Syrena w samolotach Aeroflotu.

● Eksport radzieckich samolotów do krajów socjalistycznych ma być w obecnym planie pięcioletnim podwojony. Na szczególną uwagę zasługuje eksport samolotów Il-62, Tu-154 i Jak-40.

Samoloty krótkiego zasięgu Jak-40 w ciągu dwóch pierwszych lat eksploatacji w Aeroflocie przewiozły ponad 2 mln pasażerów na lokalnych trasach. W bieżącej pięcioletniej przewiduje się wprowadzenie w Aeroflocie ok. 800 samolotów tego typu. W związku z lotem pokazowym samolotu po Europie, Ameryce (100 tys. km lotu, lądowanie w ok. 100 portach) Jak-40 ma poważne szanse eksportowe do krajów zachodnich. Samolot otrzymał certyfikat na loty w komunikacji lotniczej NRF i Włoch. Towarzystwo lotnicze w Hamburgu, które przeszkoliło swoich pilotów na Jak-40 w Związku Radzieckim, wprowadza samoloty tego typu na linie wewnętrzne NRF.

● Na Łunochodzie-2 zainstalowany jest fotometr gwiazdny. Ten elektroniczny teleskop bezsoczewkowy rejestruje świecenie ciał niebieskich zarówno w pasmie promieni widzialnych, jak i nadfioletkowych. Fotometr pozwoli ustalić, czy wokół Księżyca są ślady atmosfery nylowej. Dzięki Łunochodowi można będzie po raz pierwszy zmierzyć intensywność świecenia zodiakalnego w pobliżu Słońca.

OGÓLNE

● Kraje RWPG pracują nad utworzeniem jednolitego zautomatyzowanego systemu łączności. Wszystkie większe ośrodki przemysłowe i kulturalne tych krajów będą miały międzynarodowe automatyczne centrale telefoniczne. System ten będzie m. in. służył do wymiany informacji między służbami meteorologicznymi krajów RWPG. Związki urzędnicze telefoto umożliwią regularną wymianę map pogody opracowywanych przez poszczególne kraje.

● W 32 państwach działa obecnie 45 naziemnych stacji satelitarnych. Dysponują one 53 potężnymi antenami. Obecnie satelity komunikacyjne stanowią wielką konkurencję dla towarzystw zajmujących się produkcją i układaniem transoceanicznych kabli telefonicznych.



HISZPANIA

● Hiszpania modernizuje 5 swoich dużych centrów kontroli ruchu lotniczego. Nowe najbardziej nowoczesne urządzenia będą zainstalowane na lotnisku w Madrycie, Barcelonie, Palmie (Majorka), Maladze i Las Palmas.



JAPONIA

● Wytwórnia Fuji w ciągu 10 lat od wzięcia licencji na amerykański śmigłowiec Bell 204 (UH-1B Iroquois) wyprodukowała go 120 sztuk: 90 w wersji wojskowej i 30 cywilnych.

Inż. KAZIMIERZ SZUMIELEWICZ

Użytkowanie sprzętu lotniczego

Referat generalny II lotniczej konferencji naukowo-technicznej „Aktualne problemy polskiego lotnictwa“

Stan lotnictwa cywilnego w Polsce – ocena potrzeb

Przez długie lata rozwój lotnictwa cywilnego w Polsce był przedmiotem troski tylko wąskiego grona specjalistów, które realistycznie oceniając stan i potrzeby wysuwały nie realizowane na ogół postulaty.

Tak było 5 lat temu na poprzedniej konferencji w Poznaniu, gdzie przedstawione wnioski i postulaty, mimo cichej aprobaty, nie stały się jednak nigdy przedmiotem poważnego zainteresowania.

Obecnie zagadnienia lotnictwa cywilnego są tematem coraz szerszej, coraz bardziej pogłębionej i konkretnej dyskusji. Wczorajsze postulaty zyskały rangę problemu, któremu po-

święca się uwagę w dokumentach o podstawowym znaczeniu społecznym i państwowym. Przykładem może być decyzja o zakupieniu samolotów dalekiego zasięgu i podjęciu lotów międzykontynentalnych, które świadczą o zasadniczych zmianach w traktowaniu spraw lotnictwa cywilnego i o przejściu od dyskusji do realizacji jego podstawowych postulatów rozwojowych.

Niemniej, wieloletnie zaniedbania i opóźnienie, choćby w stosunku do rozwoju lotnictwa w krajach demokracji ludowej, przez długie jeszcze lata będzie przedmiotem troski zarówno władz, jak i środowisk związanych z polskim lotnictwem.

Transport lotniczy

O tym, że w roku 1971 przewieziono w Polsce samolotami ponad milion pasażerów, że w roku 1972 podjęto nieregularną komunikację przez Atlantyk, dowiadujemy się ze sprawozdań i analiz, jak również bieżących informacji prasowych.

Udział Polski w światowych i europejskich przewozach lotniczych ilustrują porównania wybranych wskaźników (tabl. 1 i 2).

Porównanie to nie może stanowić jedynej podstawy do określenia wielkości aktualnych potrzeb przewozowych. Daje ono jednak orientację, jakie powinny być przewozy lotnicze w naszym kraju, gdyby ich rozwój osiągnął średni poziom światowy czy też europejski, odpowiadający przeciętnym potrzebom. Zależnie od przyjętych do porównania wskaźników można ocenić, że przewozy lotnicze w Polsce aktualnie powinny być 2 do 17 razy większe od faktycznie wykonywanych. Optymalna ich wielkość powinna być

10-krotnie większa od obecnie osiągniętej, co odpowiadałoby poziomowi całości przewozów osobowych w Polsce.

Rysunek 1 ilustruje udział Polski w międzynarodowych przewozach lotniczych w porównaniu do poszczególnych krajów członków RWPG.

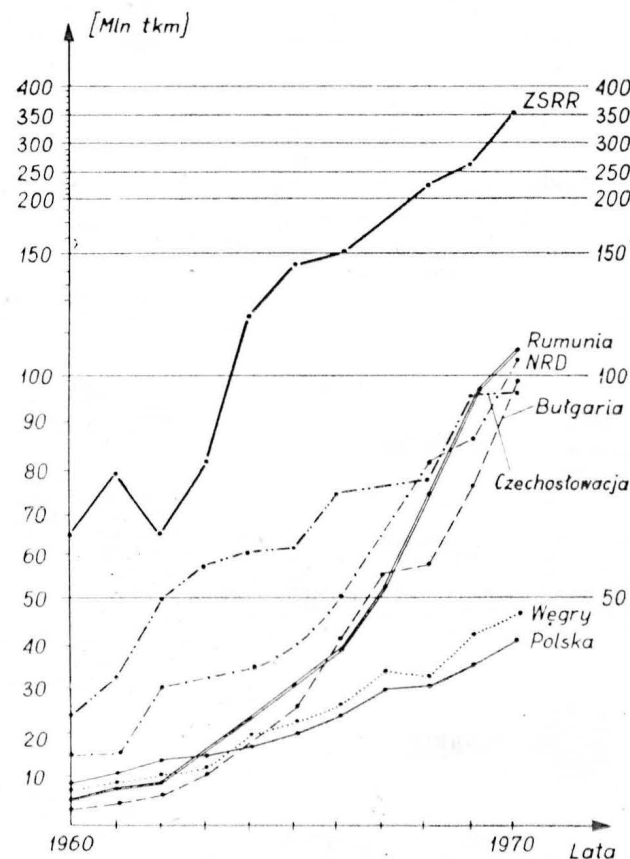
Porównanie przewozów lotniczych na trasach międzynarodowych zarówno w odniesieniu do cyfr bezwzględnych, jak i procentowego udziału Polski wy-

Tablica 1. Przewozy lotnicze w odniesieniu do wybranych wielkości

Wskaźnik	Jednostka	Polska	Europa	Świat
Przewozy w stosunku do powierzchni kraju (1969 r.)	pkm / km ²	1951	5811	3691
Przewozy w stosunku do zaludnienia (1969 r.)	pkm / I mieszkańca	19	226	141
Udział transportu lotniczego w przewozach osobowych ogółem (1970 r.)	%	0,6	brak danych	6,5

Tablica 2. Udział Polski w przewozach lotniczych na tle wybranych wskaźników

Wskaźnik	Udział w świecie [%]	Udział w Europie [%]
Powierzchnia	0,2	3,0
Ludność	0,9	5,1
Wartość eksportu	1,2	2,2
Przewozy osobowe	1,3	brak danych
Przyjazdy turystów zagranicznych	1,3	brak danych
Transport lotniczy	0,1	0,3



1. Wzrost międzynarodowych przewozów lotniczych poszczególnych krajów RWPG wg pracy przewozowej

pada dla nas bardzo niekorzystnie, szczególnie od lat 1963—1964, kiedy to kolejno zostaliśmy zdystansowani przez Rumunię, Bułgarię i Węgry.

Obecnie rynek zagranicznych przewozów lotniczych można ocenić na 2—3-krotnie większy niż aktualnie wykonywane przewozy, przy czym szybkie tempo wzrostu możliwe jest przez wprowadzenie dalszych zmian ekonomiczno-organizacyjnych przez przewoźnika; w głównej jednak mierze wymagać ono będzie odpowiednich decyzji i posunięć na szczeblu władz państwowych.

Analizę istniejącej sytuacji i potrzeb społecznych w zakresie krajowych przewozów lotniczych przeprowadzono na konferencji SITK w roku 1971 w wielu referatach szczegółowych oraz w referacie generalnym. Rozwój krajowej komunikacji lotniczej jest zagadnieniem złożonym, wymaga rozwiązania wielu problemów, jak również naświetlenia z różnych punktów widzenia. Podstawowy problem to sprawa opłacalności krajowej komunikacji lotniczej ze społecznego, makroekonomicznego punktu widzenia. W sprawie tej powstało zbyt dużo niejasności, w tym w niektórych pracownikach lotnictwa cywilnego. Nie tak dawno istniały tendencje, zmierzające do traktowania krajowej komunikacji lotniczej jako działalności nieopłacalnej, luksusowej, dla grona wybranych. Konceptcje ograniczenia tempa rozwoju względnie propozycje zamrożenia dotacji na linie krajowe prowadzą w konsekwencji do strat w rachunku społecznym.

Prawidłowa ocena ekonomicznej efektywności krajowych przewozów lotniczych powinna być oparta na właściwym rachunku oszczędności czasu. Nie należy także zapominać, że społeczna wartość czasu stale wzrasta i według zagranicznych wyliczeń wzrasta podwójnie w okresie każdego dwudziestolecia. Czynniki ten zmusza społeczeństwa do preferowania rozwoju nowych środków, a nawet gałęzi transportu, których koszt zostaje rekompensowany z nadwyżką przez oszczędność czasu.

Usługi lotnicze

Lotnicze usługi gospodarcze

Podobnie jak transport, lotnicze usługi gospodarcze, w tym agrolotnicze, fotogrametryczne, dla potrzeb budownictwa i inne spełniają konkretną funkcję ekonomiczną w gospodarce narodowej. Jest to funkcja instrumentalna, jeśli chodzi o usługi na rzecz krajowych gałęzi gospodarki. Staje się natomiast samodzielną funkcją zarobkową, gdy podobne usługi są eksportowane.

Lotnicze usługi gospodarcze sprowadzają się w Polsce głównie do zabiegów agrolotniczych wykonywanych w 90% na rzecz państwowych gospodarstw rolnych i rybackich, a w 10% w leśnictwie. W ostatnich latach wielkość areалу prac wahała się w granicach 200—280 tys. ha, wykonywanych zasadniczo tylko w województwach koszalińskim, olsztyńskim i wrocławskim. Usługi te są obecnie wykonywane przez Zakład Usług Agrolotniczych WSK w Warszawie, który przejął od aeroklubu PRL Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych.

W porównaniu z krajami członkami RWPG Polska zajmuje w usługach agrolotniczych ostatnie miejsce, a osiągnięte przez nas wyniki znacznie odbiegają od wielkości zabiegów wykonywanych przez te kraje. Najlepiej ilustruje to zestawienie w tabelicy 3. Jest to tym dziwniejsze, że polski przemysł lotniczy jest jednym z głównych producentów samolotów przeznaczonych do wykonywania zabiegów agrolotniczych.

Poza usługami agrolotniczymi inne rodzaje prac wykonywane są sporadycznie i stanowią obecnie margines działalności lotnictwa usług gospodarczych. Pojawiają się wprawdzie w prasie, radio i telewizji wdzięczne nazwy operacji Gryfia, Dyfuzor, Małwa czy Świt, ale są to tylko akcje, a nie konkretna, pro-

gramowana i planowa działalność gospodarcza. Duże uznanie dla inicjatorów i wykonawców tych operacji przynoszących konkretne i wymierne efekty ekonomiczne, a jednocześnie zdziwienie, że brak jest odzewu tych instancji, które jeśli nawet nie wyszły z propozycjami, to na pewno te formy działalności powinny podjąć i znacznie je rozszerzyć.

Badanie potencjalnego zapotrzebowania na krajowe przewozy lotnicze wykonano w kilku przekrojach. Oceniono, że już obecnie liczba krajowych przewozów lotniczych powinna być od 1,5 do 3 razy większa od wykonywanych.

Oczywiście rozwój krajowych przewozów lotniczych hamowany jest wieloma czynnikami, z których głównymi są:

- sieć połączeń — długość linii krajowych mierzona w km/100 km² powierzchni kraju wynosi w Polsce — 1338, podczas gdy w Czechosłowacji — 6275, Jugosławii — 1990, a Szwecji — 2480

- liczba lotnisk — Polska ma 10 lotnisk komunikacyjnych, tj. jedno lotnisko na 31270 km², podczas gdy Czechosłowacja 14 lotnisk (9129 km²), a Szwecja 30 lotnisk (14966 km²)

- wyposażenie lotnisk i portów zarówno w urządzenia do kontroli i organizacji ruchu lotniczego, jak również do obsługi pasażerów i towarów — wyposażenie to odbiega daleko od średnich standardów europejskich

- powiązanie portów lotniczych z docelowymi punktami podróży — brak powiązania i sprzężenia z naziemnymi środkami transportu.

Równoległe ze zwiększaniem pasażerskich przewozów lotniczych rozwijane są także lotnicze przewozy towarowe. Z danych porównawczych wynika, że w ostatnim 10-leciu przewozy towarowe stanowiły w Polsce 9—11% całkowitej pracy przewozowej. Roczne przyrosty w ostatnich 5 latach wynosiły średnio ok. 24%, podczas gdy w przewozach pasażerskich ok. 21%. Przewozy te realizowane są w bagażnikach eksploatowanych samolotów względnie w doraźnie adaptowanych samolotach pasażerskich. Przewozy towarowe mają zatem charakter uzupełniający. Ze względu jednak na osiągnięte wielkości przewozowe, jak również aktualne potrzeby, należy zastanowić się nad tym, czy lotniczy przewóz towarów powinien być w dalszym ciągu traktowany jako uzupełniająca i marginesowa działalność gospodarcza. A może w planach rozwojowych potraktować go na odrębnych zasadach: wydzielić sprzęt do obsługi tych przewozów oraz przeprowadzić konieczne zmiany strukturalne i organizacyjne?

gramowana i planowa działalność gospodarcza. Duże uznanie dla inicjatorów i wykonawców tych operacji przynoszących konkretne i wymierne efekty ekonomiczne, a jednocześnie zdziwienie, że brak jest odzewu tych instancji, które jeśli nawet nie wyszły z propozycjami, to na pewno te formy działalności powinny podjąć i znacznie je rozszerzyć.

Lotnictwo sanitarne

Usługi lotnictwa sanitarnego wchodzą w sferę świadczeń społeczno-socjalnych, których miarą efektywności nie może być kryterium zysku.

Lotnictwo sanitarne odczuwa w dalszym ciągu brak sprzętu zarówno samolotów, jak i śmigłowców oraz specjalistycznego wyposażenia. Jedynie 4 zespoły wojewódzkie mają częściowo własne zaplecze techniczne w postaci hangarów i warsztatów, inne korzystają z pomocy aeroklubów i wojsk lotniczych. Sytuacja ta utrudnia działalność przy jednocześnie rosnących potrzebach.

Tabela 3. Wielkość powierzchni obrobionej samolotami i śmigłowcami [mln ha]

Kraj	Lata		
	1966	1968	1970
Bulgaria	1,56	1,51	3,0
CSRS	0,49	0,64	0,97
NRD	0,57	0,79	0,57
Polska	0,23	0,26	0,28
Węgry	0,35	0,64	0,69
ZSRR	63,20	74,80	81,0

Pomimo, że w roku 1971 lotnictwo sanitarne wykonało 16 tys. godzin lotów świadcząc 9,5 tys. usług, w dalszym ciągu istnieją niezaspokojone potrzeby choćby w zakresie ratownictwa górskiego we współdziałaniu z GOPR. Polska należy do nielicznych krajów, które przy tak intensywnej turystyce górskiej, jak również wyczynach w tej dziedzinie na terenie Tatr, nie posiadają zespołu wyspecjalizowanego w tej trudnej i odmiennej od innych formie ratownictwa.

Lotnictwo sportowe

Trudna do określenia efektywność ekonomiczna lotnictwa sportowego nie powinna ujemnie rzutować na jego dalszy rozwój. Trudność ta wynika głównie ze złożoności zadań, jakie ma do spełnienia lotnictwo sportowe, jak również niewymierności pewnych funkcji. Lotnictwo to zaspokaja konkretne potrzeby

podyktowane obronnością kraju, jak również spełnia funkcję usługową na rzecz innych rodzajów lotnictwa cywilnego przygotowując m. in. tak potrzebne kadry. Lotnictwo sportowe spełnia także funkcje propagandowe i to zarówno w kraju, jak i za granicą.

Ograniczanie dotacji finansowych oraz braki sprzętowe wpływają poważnie na istniejący stan lotnictwa sportowego w Polsce nie odzwierciedlający rzeczywistych potrzeb społecznych. Trwający przez długie lata brak sprzyjających warunków rozwoju przemysłu lotniczego, a szczególnie zespołów napędowych i osprzętu lotniczego, spowodował znaczne ograniczenie działalności zarówno sportowej, jak i szkoleniowo-treningowej.

Dalszy rozwój lotnictwa w Polsce spowoduje konieczność znacznego rozszerzenia bazy szkoleniowej opartej na lotnictwie sportowym, które m. in. zapewniły stały dopływ wysoko kwalifikowanych pilotów. **Realizacja tego zadania możliwa będzie w oparciu o postulowaną od lat szkołę cywilnych pilotów zawodowych.**

Kierunki i tendencje rozwojowe lotnictwa cywilnego na świecie

Minione 10-lecie cechował stały i poważny rozwój wszystkich rodzajów lotnictwa cywilnego na świecie. I choć geografia tego rozwoju była bardzo zróżnicowana, można jednak stwierdzić, że nawet kraje, które niedawno uzyskały niepodległość, uznały lotnictwo za opłacalną dziedzicę gospodarki narodowej i rozwijały je na miarę swych potrzeb i możliwości.

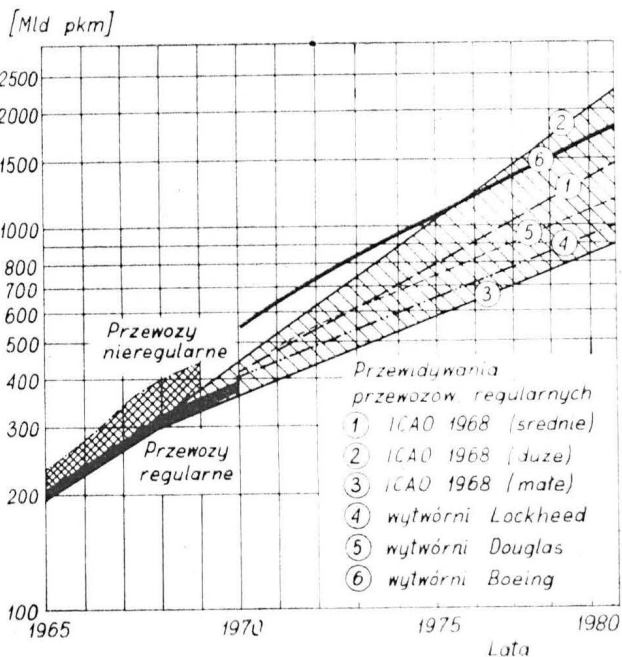
Najbardziej reprezentatywny jest rozwój transportu lotniczego we wszystkich rodzajach przewozów; obok przewozów regularnych intensywnie rozwijały się przewozy nieregularne, jak również lotniczy transport towarów.

Stopień wzrostu przewozów lotniczych w latach sześćdziesiątych świadczy o tym, że transport lotniczy utrzymał swoją pozycję jednego z najbardziej ekspansywnych sektorów gospodarki narodowej. Z dynamicznym rozwojem transportu lotniczego związany jest fakt, że jego efektywność wyrażająca się zarówno w dochodach, jak również w komforcie, niezawodności i bezpieczeństwie lotów — poważnie się poprawiła. Nastąpiła również istotna zmiana w strukturze eksploatowanych statków powietrznych o ciężarze do startu powyżej 9000 kG (tablica 4).

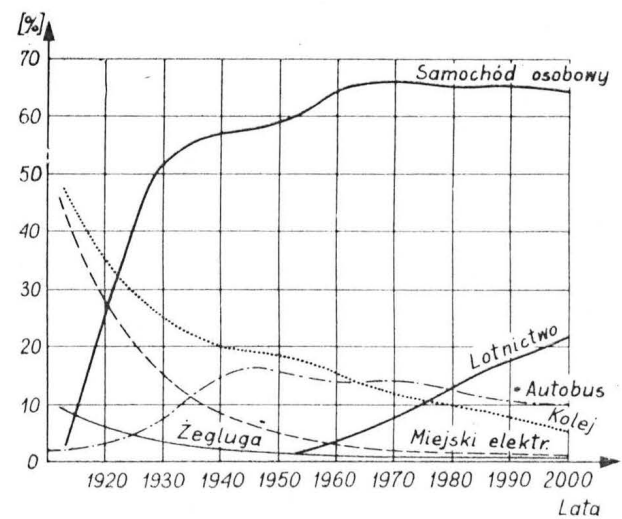
Przedsiębiorstwa lotnicze wykonujące regularne przewozy lotnicze w roku 1960 eksploatowały 386 samolotów odrzutowych, a w roku 1970 już 3578.

Rozwój transportu lotniczego w latach 1970—1980 przedstawiony na rysunku 2 obejmuje prognozy światowych przewozów pasażerskich opublikowane w ciągu ostatnich lat przez wiele wytwórni lotniczych oraz przez ICAO. Na wykresie prognozy te skonfrontowano z rzeczywistym rozwojem przewozów w latach 1965—1970 i na tej podstawie można stwierdzić, że nie ma poważniejszych rozbieżności pomiędzy przewozami a przewidywaniami opracowanymi przez poszczególne instytucje.

Wrastająca wartość czasu jest czynnikiem dynamizującym rozwój tych środków transportu, które zapewniają najkrótsze odbycie podróży od drzwi do drzwi. Ma to bezpośredni wpływ na zmianę struktury przewozów pasażerskich na świecie (rys. 3). Wielkość przewozów lotniczych uzależniona jest także od stop-



2. Prognoza światowych przewozów pasażerskich w latach 1965—1980



3. Struktura przewozów pasażerskich na świecie w latach 1913—2000

Tablica 4. Sprzęt lotniczy przedsiębiorstw przewozowych

Koniec roku	Samoloty odrzutowe			Ogółem samolotów			Udział samolotów odrzutowych [%]
	linie regularne	inni użytkownicy handlowi	razem	linie regularne	inni użytkownicy handlowi	razem	
1960	386	2	388	1654	360	5014	7,8
1965	1265	46	1311	4936	694	5630	22,5
1970	3578	193	3771	6314	1167	7301	49,0

nia rozwoju oraz poziomu ekonomiczno-technicznego innych gałęzi transportu.

Niemniej na podstawie prognoz rozwoju różnych rodzajów transportu można stwierdzić, że najbliższe lata cechować będzie:

- dalszy rozwój motoryzacji indywidualnej
- zahamowanie tempa rozwoju pasażerskich przewozów kolejowych oraz w żegludze
- dynamiczny rozwój lotniczych przewozów pasażerskich.

Samolot konkurując z innymi środkami transportu opanował zdecydowanie trasy średniego i dalekiego zasięgu. Obecnie pojawia się tendencja zdobycia dla przewozów lotniczych rynku na odcinkach krótkich.

Trwają poszukiwania odpowiedniego sprzętu, proponuje się m. in. samoloty, a nawet „systemy” komunikacji STOL i VTOL, ulepsza się równolegle samoloty konwencjonalne.

Najbliższe 20–30 lat przyniosą poważne zmiany konstrukcyjne samolotów komunikacyjnych (rys. 4). Z prognoz wynika, że w roku 1990 udział poszczególnych klas samolotów komunikacyjnych w przewozach pasażerskich będzie następujący:

- na poddźwiękowe odrzutowe samoloty konwencjonalne przypadnie ok. 43% przewozów
- pokaźną część przewozów, ok. 28%, wykonają samoloty o dużej pojemności
- udział samolotów ponaddźwiękowych w przewozach dzięki ich dużej produktywności wyniesie ok. 24%
- przewiduje się także stosunkowo nieduży, ok. 5%, udział samolotów STOL w przewozach.

Eksploatowane obecnie odrzutowe samoloty komunikacyjne, zwane także konwencjonalnymi, są ciągle ulepszone i modernizowane. Tendencja ta uwidoczniła się m. in. w budowie tzw. trzeciej generacji odrzutowych samolotów pasażerskich.

Właściwym przykładem stosowania nowych rozwiązań może być konstrukcja francuskiej wytwórni Marcela Dassault — samolot Mercure. Przy projektowaniu samolotu duży nacisk położono na lekkość konstrukcji osiągając wskaźnik 0,3 T ciężaru startowego /pasażera.

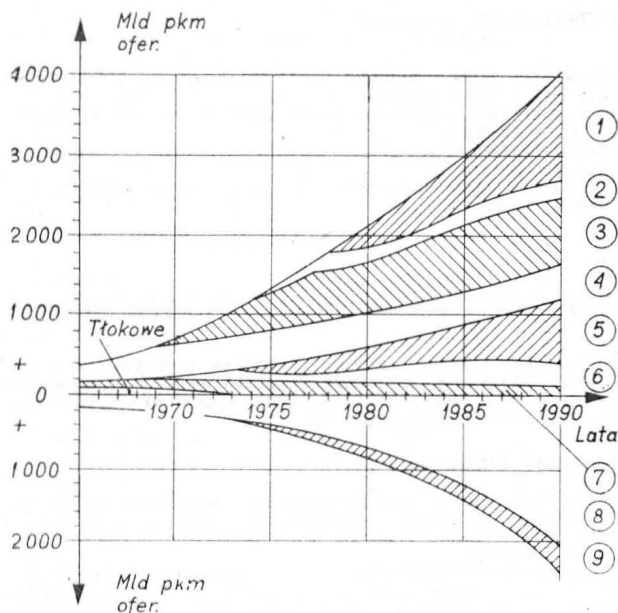
Dwuletnie studia optymalizacyjne za pomocą komputera doprowadziły do zastosowania skrzydła o bardzo korzystnej charakterystyce aerodynamicznej w zakresie wszystkich osiąganych przez samolot prędkości lotu. Sporo uwagi poświęcono zespołom napędowym stosując silniki o bardzo korzystnych osiągnięciach oraz doprowadzając do zmniejszenia poziomu hałasu, jak również zawartości dymu w gazach wylotowych. Osprzęt samolotu przystosowany jest do użytkowania przez 2-osobową załogę w warunkach II kategorii ICAO, z możliwością dalszej modernizacji i ulepszeń.

Nietrudno przewidywać, że dalszy rozwój komunikacyjnych samolotów konwencjonalnych będzie prowadził także do ulepszania i rozwijania systemów nawigacyjnych oraz automatycznych układów sterowania i lądowania, jak również do redukcji obsługi technicznej przez wprowadzanie kontroli wg stanu sprzętu przy użyciu aparatury rejestrującej parametry techniczne i osiągi.

Szybki wzrost przewozów pasażerskich i towarowych w latach sześćdziesiątych spowodował budowę samolotów o dużej pojemności, które już obecnie stanowią poważną konkurencję na trasach lotniczych o dużym nasileniu ruchu. Rozwiązania stosowane w tych samolotach są wynikiem nowych koncepcji twórczych, jak również odzwierciedlają postęp techniczny w technologii wytwarzania; są one także rezultatem ściślego powiązania wymagań stawianych w eksploatacji statków powietrznych z projektowaniem i produkcją.

Dalszy rozwój samolotów o dużej pojemności będzie zapewne szedł w kierunku powiększenia ich udźwigu i rozmiarów, i nie sposób obecnie przesądzić, czy zatrzyma się na granicy np. 1000 pasażerów, czy też będzie postępował jeszcze dalej.

Podstawowym założeniem pasażerskich samolotów naddźwiękowych, które zapewne zostaną wprowadzone do eksploatacji około 1974 roku, jest podporządkowanie całokształtu zagadnień ekonomiczno-technicznych prędkości przewozu. Samoloty te są typowymi



- ① Naddźwiękowe |SST| duże
- ② Naddźwiękowe |SST| małe
- ③ Samoloty dużej pojemności
- ④ Daleki zasięg konwencjonalny
- ⑤ Średni zasięg samoloty dużej pojemności
- ⑥ Średni zasięg konwencjonalny duże
- ⑦ Średni zasięg konwencjonalny małe
- ⑧ Krótki zasięg konwencjonalny
- ⑨ STOL

4. Prognoza światowych przewozów pasażerskich do roku 1990 z podziałem na rodzaje samolotów

statkami powietrznymi dalekiego lub w najlepszym razie średniego zasięgu, gdyż na odcinkach krótszych zysk na czasie podróży nie uzasadniałby eksploatacji tak drogiego sprzętu. Ponaddźwiękowe samoloty Tu-144 oraz Concorde są niewątpliwie nośnikami postępu technicznego w lotnictwie i to zarówno w dziedzinie metod projektowania, jak również stosowania nowych materiałów i technologii. Przede wszystkim jednak charakteryzują się precyzyjnymi urządzeniami pilotażowo-nawigacyjnymi, jak również bogatym wyposażeniem automatyzującym przebieg lotów oraz kontrolującym poszczególne układy i instalacje samolotu. Pomimo że ponaddźwiękowe samoloty pasażerskie nie weszły jeszcze do eksploatacji rozważa się już obecnie możliwość budowy statków powietrznych rozwijających prędkości odpowiadające liczbie Ma 6–10, traktując istniejące rozwiązania jako etap przejściowy.

W krajach rozwiniętych gospodarczo pojawiła się potrzeba opracowania nowych koncepcji rozwiązania problemów transportowych dla wielkich aglomeracji, jak również regionów turystycznych. Problem ten występuje także w krajach rozwijających się i nie dysponujących dostatecznie gęstą siecią dróg, linii kolejowych czy lotnisk. Dla zaspokojenia tych potrzeb proponuje się samoloty krótkiego startu (STOL), startujące z niewielkich lotnisk, które zapewniają wysoki poziom bezpieczeństwa lotu oraz większy komfort podróży. Oczywiście warunkiem wprowadzenia do eksploatacji samolotów STOL jest utrzymanie obecnych lotnisk położonych blisko centrów miast oraz zbliżenie nowo budowanych lotnisk do wielkich aglomeracji przemysłowych i turystycznych.

Znając potrzeby przewozowe, poziom techniczny konstrukcji i technologii wytwarzania samolotów STOL, jak również zagadnienia ekonomiczno-organizacyjne i lotniskowe związane z ich eksploatacją, można przewidywać następujący ich rozwój:

- lata 1970—1972 — samolot turbośmigłowy na 20 miejsc o Q_{st} 5T — Twin Otter,
- lata 1974—1975 — samolot turbośmigłowy na 50—80 miejsc o Q_{st} = 22—35 T
- lata 1978—1980 — samolot odrzutowy na 100—150 miejsc o Q_{st} = 45 — 68 T
- około 1985 roku — samolot odrzutowy do 200 miejsc o Q_{st} rzędu 90 T.

Prognoza rozwoju lotnictwa cywilnego w Polsce do roku 1990

W rozdziale „Stan lotnictwa cywilnego w Polsce — ocena potrzeb” określono w sposób ogólny wielkość przewozów lotniczych oraz oceniono stan usług i poziom rozwoju poszczególnych dziedzin lotnictwa.

Transport lotniczy

Przewiduje się, że rozwój transportu lotniczego będzie nadal szybszy na trasach międzynarodowych aniżeli na krajowych, szybciej też Wzrastać będą przewozy towarowe aniżeli pasażerskie.

W przewozach międzynarodowych przewiduje się wydłużenie tras w takim stopniu, że przewozy długodystansowe pod względem wielkości przewozów osiągną przewagę nad przewozami średniego zasięgu. Praktycznie będzie to oznaczało wydłużenie sieci przewozów w kierunkach głównych potoków międzykontynentalnych, kolejno:

- przez Północny Atlantyk przy uruchamianiu regularnego połączenia w roku 1973
- następnie w kierunku Środkowego i Dalekiego Wschodu
- wreszcie w innych kierunkach zamorskich (Afryka, Ameryka Północna).

Równocześnie będzie następował wolniejszy rozwój przewozów zagranicznych na trasach średniego zasięgu. Wynika to stąd, że rynek tych przewozów jest już obecnie rozbudowany i w okresie objętym prognozą będzie tylko nieznacznie rozwijany.

Czynnikami stymulującymi rozwój przewozów międzynarodowych będzie na pewno planowany 8-krotny wzrost polskiego eksportu do roku 1990, jak również znaczny rozwój turystyki.

Przewozy krajowe będą wzrastać w sposób dynamiczny, choć pod względem pracy przewozowej, ze względu na krótkie odcinki, pozostaną najmniej z omawianych grup przewozów. Na rozwój przewozów krajowych wpływać będą zwiększanie produktywności samolotów i zmniejszanie jednostkowych kosztów eksploatacji oraz znaczne rozszerzenie sieci lotnisk.

Przewidywana prognoza przewozów pasażerskich oraz pracy przewozowej przedstawiona jest na rys. 5.

W latach 1975—1985 rozwój polskiego transportu lotniczego będzie najbardziej dynamiczny. Będą nadrobione opóźnienia oraz podjęte wysiłki zmierzające do zwiększania podaży zbliżającej do wielkości popytu.

Dodatkową ilustracją prognozy rozwoju przewozów pasażerskich w Polsce jest ich struktura przedstawiona na rysunku 6, obejmująca stan faktyczny w latach 1940—1971 oraz przewidywania na lata 1971—2000.

Szczegółowa prognoza rozwoju przewozów towarowych nie została opracowana ze względu na to, że nie są znane dokładniejsze założenia rozwojowe (kierunki, rodzaj towaru itp.) polskiego eksportu i importu.

Decyzje o kierunkach i tempie wzrostu transportu lotniczego muszą być podjęte w powiązaniu z ogólnymi decyzjami dotyczącymi rozwoju systemu transportowego w kraju, z uwzględnieniem wszystkich wchodzących w grę kryteriów makroekonomicznych. Mówi się o wymaganiu pełnego ilościowego pokrycia uzasadnionych ekonomicznie potrzeb przewozowych, rozważa się konieczność konfrontacji wymagań jakościowych stawianych transportowi przez gospodarke i społeczeństwo z wymaganiami minimalizacji nakładów czy kosztów transportu. Jednym z branż pod uwagę kryteriów jest maksymalizacja zysku z całokształtu działalności transportowej.

Tak czy inaczej decyzje dotyczące rozwoju transportu lotniczego w Polsce muszą uwzględnić wymagania nowoczesnego społeczeństwa, jak i potrzeby rozwijającej się gospodarki narodowej.

Lotnicze usługi gospodarcze

Przewidywania rozwoju usług agrolotniczych w kraju na lata 1972—1990 są następujące:

- rok 1972 — 400 tys. ha
- rok 1975 — 1500 tys. ha
- rok 1980 — 1800 tys. ha
- rok 1990 — 2500 tys. ha

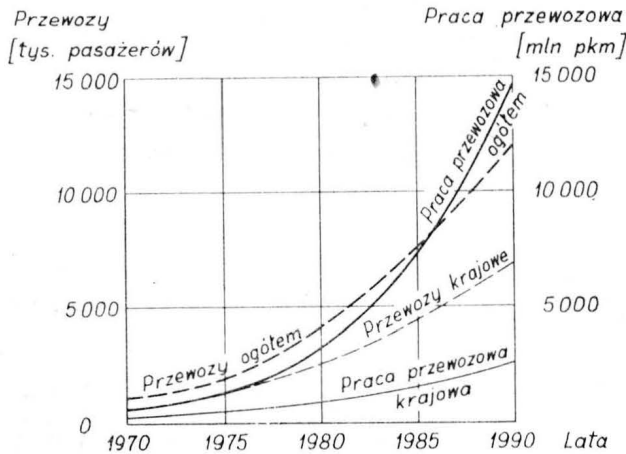
Nastąpi zatem ok. 6-krotny wzrost zabiegów agrolotniczych, co nie wydaje się wskaźnikiem wystarczającym i odpowiadającym potrzebom w tym zakresie. Jeszcze skromniejsza jest prognoza wzrostu eksportowych usług agrolotniczych dająca niewiele więcej niż podwojenie wartości eksportu do roku 1990.

Wydaje się, że przy dużej efektywności tej formy usług przewidywane tempo wzrostu jest niewystarczające. Przed uznaniem tego programu za optymalny należałoby upewnić się, czy nie ma realnych możliwości zwiększenia arealu pod usługi lotnicze i to zraźnie w rolnictwie, jak i w leśnictwie. Jednocześnie nieznaczny wzrost eksportu usług w tej dziedzinie zmusza do dodatkowego zbadania rynków zagranicznych.

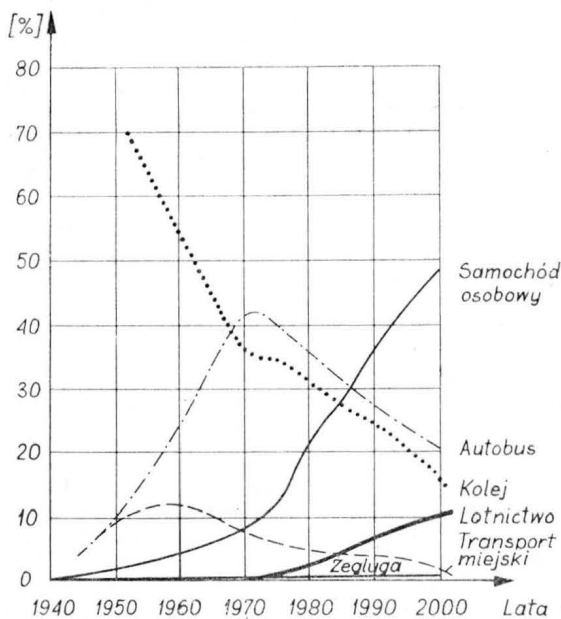
Oddzielnym zagadnieniem jest konieczność opracowania prognozy w zakresie pozostałych rodzajów lotniczych usług gospodarczych, tj. patrolowania przeciwpożarowego, prac budowlano-montażowych, wykonywanie zdjęć lotniczych czy lotów reklamowych.

Lotnictwo sanitarne

Na wzrost usług świadczonych przez lotnictwo sanitarne będą miały wpływ:



5. Prognoza przewozów pasażerskich na lata 1970—1990



6. Struktura przewozów pasażerskich w Polsce w latach 1950—2000

- demograficzny rozwój kraju
- rozszerzenie zakresu świadczeń zdrowotnych głównie w grupie ludności wiejskiej
- proces uprzemysłowienia i urbanizacji
- szybki rozwój motoryzacji
- specjalizacja szpitali oraz możliwość leczenia u wybitnych specjalistów w danej dziedzinie medycyny.

Zakładając dotychczasowe tempo wzrostu usług sanitarnych (ok. 10% rocznie) z uwzględnieniem ratownictwa przewiduje się:

- w roku 1975 — 16 000 usług
- w roku 1980 — 27 000 usług
- w roku 1990 — 40 000 usług

Równoległe z rozwojem świadczonych usług przewiduje się powiększenie liczby zespołów lotnictwa sanitarnego do 20. Zmniejszenie kosztów możliwe będzie tylko wtedy, jeżeli dzięki modernizacji sprzętu lotniczego można będzie zwiększyć wydajność pracy oraz intensywność wykorzystywania sprzętu.

Lotnictwo sportowe

Prognoza rozwoju lotnictwa sportowego w trzech jego podstawowych gałęziach działalności szkoleniowo-sportowej jest następująca:

Liczba szkolonych i trenujących

Lata	Loty samolotowe	Loty szybowcowe	Skoki spadochronowe
1975	1550	3700	4500
1980	1800	4500	5200
1990	2100	5800	6000

W zakresie szkolenia w ciągu 20-lecia przewiduje się wzrost działalności lotnictwa sportowego tylko o ok. 70%, co oznacza tempo mniejsze w porównaniu ze wszystkimi pozostałymi rodzajami lotnictwa cywilnego.

Równocześnie program rozwoju innych dziedzin lotnictwa będzie wymagał zwiększonego dopływu nowych wysoko kwalifikowanych kadr, czego nie będzie można osiągnąć bez rozszerzenia bazy szkoleniowej opartej na lotnictwie sportowym.

Z drugiej strony na wzrost zapotrzebowania tej dziedziny lotnictwa będzie miał wpływ demograficzny rozwój kraju, jak również zmiana struktury społeczeństwa przez wydłużenie okresu jego aktywności.

W świetle przytoczonych argumentów nasuwa się wniosek powtórnego zbadania i określenia, czy program rozwoju lotnictwa sportowego jest rzeczywiście optymalny i czy zaspokaja potrzeby najbliższego 20-lecia.

Warunki realizacji prognozy rozwoju lotnictwa cywilnego

Przedstawiony program rozwoju lotnictwa cywilnego do roku 1990 można uznać za szeroką i kompleksową prognozę przewidującą bardzo znaczny rozwój całego lotnictwa, mający na celu zniwelowanie wieloletnich opóźnień oraz ustalenie właściwych proporcji w powiązaniu z innymi gałęziami gospodarki narodowej. Program ten będzie wymagał dalszych badań i analiz zarówno w konfrontacji z potrzebami całej gospodarki narodowej, jak również w zakresie różnych gałęzi lotnictwa, zwłaszcza że w niektórych prognozach zakłada zbyt powolny rozwój.

Realizację tej prognozy może zapewnić spełnienie wielu warunków, a zwłaszcza:

- rozbudowa lotniczej infrastruktury technicznej
- wprowadzenie do eksploatacji nowoczesnych i ekonomicznych statków powietrznych
- właściwa organizacja eksploatacji
- koordynacja współdziałania i rozwoju poszczególnych dziedzin lotnictwa
- przygotowanie kadry odpowiednich specjalistów
- utworzenie zaplecza naukowo-badawczego dla potrzeb lotnictwa cywilnego
- szeroka współpraca międzynarodowa zarówno w dziedzinie budowy nowych konstrukcji lotniczych, jak również ich wytwarzania oraz eksploatacji.

Rozbudowa lotniczej infrastruktury technicznej — ujęta jest w opracowanym programie aż do roku 1990.

Planowana budowa i rozbudowa lotnisk cywilnych uzależniona jest ściśle od prac urbanizacyjnych — powstawania wielkich aglomeracji przemysłowych, jak również rozwoju regionów turystycznych. Budowa nowych i rozbudowa istniejących lotnisk powinna być ujęta w planach zagospodarowania przestrzennego kraju tak, aby nie doprowadzać do konfliktów miasto—lotnisko.

Lata 1976—1985 mają być poświęcone odrobieniu zaległości, a zwłaszcza:

- dalszej modernizacji lotnisk
- budowie nowego międzynarodowego lotniska dla Warszawy
- rozbudowie sieci lotnisk średniego zasięgu i pomocniczych (tablica 5).

Tablica 5. Rozwój sieci lotnisk komunikacyjnych

Klasa lotniska	Lata				
	1975	1980	1985	1990	
Magistralne	dalekiego zasięgu	—	—	1	3
	średniego zasięgu	10	11	12	13
Pomocnicze	—	6	12	15	
Razem	10	17	25	31	

Tablica 6. Rozwój sieci lotnisk lotnictwa usługowego i sportowego

Rodzaj lotniska	Lata			
	1975	1980	1985	1990
Wojskowe	2	2	2	2
Komunikacyjne	2	10	16	19
Sportowe	37	29	38	42
Razem	41	41	56	63

Sieć lotnisk dla potrzeb lotnictwa usługowego i sportowego opierać się będzie na:

- lotniskach wojewódzkich stanowiących główne bazy eksploatacyjne
- lotniskach przy ośrodkach szkoleniowych
- lotniskach subregionalnych.

Lotnictwo usługowe i sportowe wykorzystywać będzie w szerokim zakresie lotniska wojskowe, a zwłaszcza komunikacyjne (tablica 6).

Wprowadzenie do eksploatacji nowych statków powietrznych opierać się będzie na programie rozwoju przewozów, usług oraz działalności lotnictwa sportowego.

W transporcie lotniczym wymagana będzie modernizacja sprzętu na wszystkich rodzajach linii. Poza tym:

- najpilniejszym zadaniem jest wprowadzenie odrzutowych samolotów komunikacyjnych na trasach średniego zasięgu
- dalsze uzupełnianie sprzętu na liniach dalekiego zasięgu z wprowadzeniem po roku 1980 samolotów o dużej pojemności, a następnie samolotów naddźwiękowych (około 1985 roku)
- wprowadzenie na liniach krajowych w latach 1975—1980 samolotów o dużej produktywności, a następnie po roku 1980 samolotów skróconego startu.

Tendencja modernizacji samolotów komunikacyjnych będzie szła w kierunku zwiększenia ich produktywności oraz wprowadzania do eksploatacji konstrukcji charakteryzujących się dobrymi osiągami i parametrami techniczno-ekonomicznymi, jak również wyciszonymi silnikami itp. rozwiązaniami. Zapotrzebowanie na ten sprzęt pokrywane będzie wyłącznie z importu.

Sprzęt dla lotnictwa usługowego i sportowego będzie głównie produkcji krajowej.

Organizacja eksploatacji statków powietrznych we wszystkich dziedzinach lotnictwa cywilnego będzie musiała być oparta na właściwych systemach obsługi odpowiadających współczesnym wymaganiom technicznym. Za podstawę oceny jakości sprzętu lotniczego należy przyjąć niezawodność jego pracy.

Odpowiedni poziom niezawodności samolotu czy śmigłowca decyduje w zasadniczy sposób o bezpieczeństwie lotu. Jednym z elementów badań niezawodności samolotów czy śmigłowców jest analiza ich niesprawności w czasie eksploatacji oparta na wiarygodnych i pełnych danych statystycznych. Analiza ta powinna być wykorzystywana przez producenta sprzętu lotniczego i to zarówno przy projektowaniu nowych rozwiązań, jak i przy wprowadzaniu modyfikacji i zmian w sprzęcie już eksploatowanym.

Niezawodność działania statków powietrznych zapewniają badania kontrolne za pomocą przyrządów kontrolno-nomiarowych. Wprowadzenie automatycznej kontroli umożliwia zastąpienie okresowych przeglądów obsługą w rzeczywistych potrzeb. Zapobiega to uszkodzeniom losowym, które są już sygnalizowane przy stosunkowo małych zmianach fizykochemicznych struktur elementu czy zespołu.

Oczywiście całokształt zagadnień związanych z kierowaniem systemami eksploatacyjnymi statków powietrznych powinien być oparty na nowoczesnych metodach przetwarzania danych.

Współpraca międzynarodowa poza kooperacją w dziedzinie licencji powinna objąć w szerokim zakresie konsultacje, udział w sympoziach i kongresach oraz wymiana specjalistów na zasadach stypendialnych czy okresowego podejmowania pracy w różnych ośrodkach badawczo-projektowych, produkcyjnych czy prowadzących eksploatację statków powietrznych. Wskazany jest także udział pracowników służb techniczno-ekonomicznych w wystawach, konferencjach czy innych formach wymiany doświadczeń w zakresie różnych dziedzin lotnictwa.

Dokończenie na str. 17

Mgr inż. JERZY ŚWIDZIŃSKI

Amatorski samolot J-1 Prząśniczka

Historia samolotu

Pomysł opracowania i zbudowania własnego samolotu powziął konstruktor w 1967 r. Chodziło o prosty łatwy i bezpieczny w użytkowaniu lekki samolot o właściwościach motoszybowca, coś w rodzaju powietrznego skutera.

Według założeń miał być to samolot przeznaczony dla pilota szybowcowego, a więc jego własności lotne, zwłaszcza w locie bezsilnikowym powinny być zbliżone do własności szybowców treningowych najczęściej używanych w klubach. Mały koszt i możliwość budowy w domu — to dalsze założenia, które zaważyły na cechach projektowanej konstrukcji, a zwłaszcza na doborze materiałów i technologii, jak również na wymiarach: długość żadnego z elementów samolotu nie mogła przekraczać 5 m.

Aby zapewnić właściwą wytrzymałość i pewność struktury nośnej, konstruktor postanowił oprzeć się wyłącznie na materiałach lotniczych. Tak więc główne elementy drewniane wykonane są z sosny i sklejkę brzoźowej, klejonych atestowanym klejem Aero-lite.

Materiały metalowe to głównie stal 30 HGSA i dural PA7.

W artykule opisano samolot skonstruowany przez modelarza lotniczego i szybownika Jarosława Janowskiego mieszkańca Łodzi. Jest to jedna z niewielu amatorskich konstrukcji wykonana w Polsce po wojnie.

Na uwagę zasługuje niekonwencjonalny układ, prosta i prawidłowo rozwiązana konstrukcja, jak również estetyczny kształt, który można uznać za osiągnięcie w zakresie wzornictwa.

W wyniku plebiscytu czytelników samolot otrzymał nazwę Prząśniczka a za granicą jest również znany jako Don Kichot.

Układ sterowania zbudowany jest z gotowych elementów szybowcowych. Również koła podwozia są typowymi kołami szybowcowymi. Zdobycie tych materiałów nie było łatwe. Większość została zakupiona w SZD, dzięki pomocy redakcji „Dziennika Łódzkiego”. Poważne trudności sprawiał dobór urządzenia napędowego, jak wiadomo bowiem silników lotniczych odpowiedniej mocy brak na naszym rynku. W rezultacie J. Janowski zdecydował się sam skonstruować silnik. Tak więc obok projektu płatowca powstał również projekt silnika SATURN 500, który pomyślnie zrealizowany już sam w sobie jest niemałym osiągnięciem.

Projekt i budowa samolotu kosztowały konstruktora i dwóch jego współpracowników trzy lata wyjątkowej pracy, a koszt wyniósł 35 000 zł własnych oszczędności.

30 lipca 1970 roku gotowy samolot wzniósł się po raz pierwszy w powietrze. Opinia pilotów, którzy mogli wypróbować własności lotne J-1 jest raczej zgodna. Samolot jest wyjątkowo udany. Świadczy o tym również zainteresowanie zagranicznych konstruktorów amatorów, z których kilku buduje już samoloty J-1 wg planów opracowanych przez J. Janowskiego.

1. Porównanie Prząśniczki z Gawronem pozwala lepiej ocenić małe wymiary i eleganckie kształty nowego samolociku



Najbliższym ukończenia jest Don Quixote budowany przez Toma Wooda w W. Brytanii.

Budowa postępuje pod nadzorem ARB, które zwerifikowało plany i przyrzekło po ukończeniu udzielić tzw. C of A, czyli świadectwa o zdolności do lotu.

Układ

Układ zastrzałowego górnołata z pchającym śmigłem został celowo przyjęty przez konstruktora, który uzyskał w ten sposób wiele zamierzonych korzyści. Najważniejszą było upodobnienie kabiny do kabin szybowcowych nie tylko pod względem rozmieszczenia elementów sterowania i kształtu tablicy przyrządów, ale również pod względem widoczności, identycznej jak w szybowcach, bez maski silnika i tarczy wirującego śmigła przed oczami pilota. Ułatwia to niewątpliwie adaptację pilotów szybowcowych, którzy na J-1 mogliby przechodzić przedszkole latania silnikowego. Drugą korzystną cechą układu jest całkowite zabezpieczenie śmigła przed uszkodzeniem. Jest to istotne dla niewielkiego rozmiarami samolociku lądującego i startującego z przygodnych lądowisk. Nawet podparcie się „nosem” wskutek zbyt silnego wyhamowania w wysokiej trawie nie powoduje uszkodzenia ani zatrzymania śmigła.

Wbrew pozorom obecność śmigła za kabiną nie stwarza niebezpieczeństwa przy awaryjnym opuszczeniu samolotu. Wystarczy wyłączyć iskrowniki, aby śmigło zatrzymało się natychmiast.

Usytuowanie śmigła za środkiem ciężkości wpływa korzystnie na wyeliminowanie destabilizującego momentu właściwego samolotom z przednim napędem, stąd mniejsza niż zwykle różnica zapasu stateczności samolotu z silnikiem pracującym i zatrzymanym.

Z kolei stojące śmigło znajduje się w śladzie aerodynamicznej kabiny, silnika i płata, wskutek czego opór jego jest znacznie mniejszy.

Opis konstrukcji

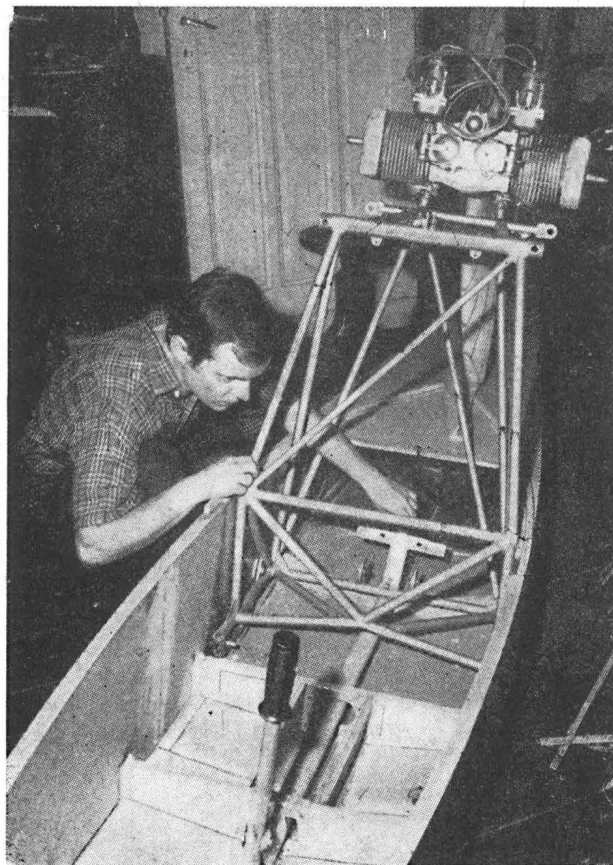
Skrzydło — dwudzielne o obrysie prostokątnym, ze stałym profilem Clark Y, 13%, zastrzałowe, jedno-dźwigarowe z dźwigarkiem przedlotkowym. Zastosowanie profilu o płaskim spodzie znacznie upraszcza montaż skrzydła, który może być przeprowadzony bez specjalnego przyrządu.

Dźwigar główny skrzynkowy, pasy górne klejone z 3 warstw drewna sosnowego, dolne z 2 warstw. Ścianki dźwigara wykonane ze sklejki brzozej 1,5 mm, między pasami sosnowe rozpórki.

W miejscu zamocowania okuć głównych i zastrzałów wklejone są między pasy klocki sklezione z 3 warstw sklejki brzozej 10 mm. Mają one kształt, który zapewnia płynność przekroju i wyeliminowanie karbu. Dźwigarek przedlotkowy o przekroju ceowym. Dwie listwy sosnowe, ścianka ze sklejki 1 mm. Czoło dźwigarka zakończone klockiem ze sklejki brzozej, do którego zamocowane jest okucie pomocnicze skrzydła.

Wszystkie żebra, oprócz zamykającego, mają jednakową konstrukcję kratownicową z listew sosnowych o przekroju 5×7 mm. Na węzły naklejone są półkolisty nakładki ze sklejki 0,8 mm.

Aby wyzyskać całą wysokość profilu, żebra są dostawione do dźwigara głównego a nawlekane tylko na dźwigarek przedlotkowy. Krawędź natarcia wyko-



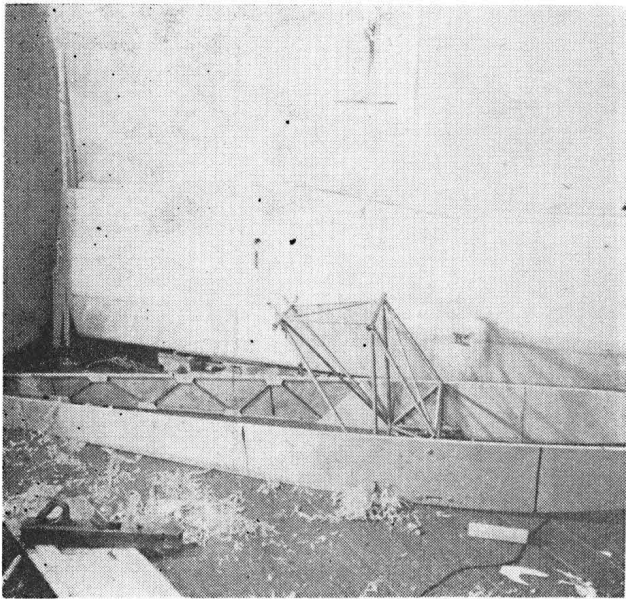
2. Twórca J-1 Jarosław Janowski w czasie budowy samolotu we własnym mieszkaniu

nana z listwy sosnowej o przekroju prostokątnym. Krawędź spływu — również listwa sosnowa oklejona obustronnie sklejką brzozej 1 mm, która łączy krawędź z żebrami. Jednoobwodowy keson wykonany ze sklejki brzozej 1 mm, słoje równoległe do dźwigara, co ułatwia kształtowanie pokrycia. Odcinek od kałduba do zastrzału pokryty laminatem szkloepoksydowym o grubości około 0,5 mm. Moment skracający przenoszony jest na okucie pomocnicze drugim obwodem kesonu, rozciągającym się na przestrzeni 3 żeber.

Żebro zamykające ma konstrukcję ceową, 2 pasy sosnowe i ściankę ze sklejki 2 mm. Żebra lotki mają konstrukcję kratową, powstałą z odcięcia spływowej części żebra. Dźwigarek lotki ceowy, ścianka ze sklejki 1 mm. W miejscach zamontowania zawiasów przestrzeń między pasami dźwigara wypełniona sklejką. Napęd lotki w skrzydle za pomocą linek i krótkich popychaczy. Lotki są wychylane różnicowo, dzięki odpowiedniemu kształtowi dźwigien sterujących. Okucie mocujące skrzydło i zastrzał wykonane są jako spawane z blachy stalowej 30 HGS. Wszystkie sworznie mocujące skrzydło, cylindryczne o średnicy 14 mm, wykonane są ze stali i nawęglane. Duża średnica dopuszcza częsty montaż i demontaż bez powstawania luzów.

Sworznie są zabezpieczone przed wypadnięciem za pomocą agrafek. Zastrzał wykonany jest ze spłaszczonej rury ze stali 30 HGS, o grubości ścianki 1 mm. Uszy zastrzału frezowane ze stali 45 połączone z rurą 4 nitami rurowymi. Górne ucho zaopatrzone w przegub.

Kałdub konstrukcji mieszanej ma układ belka-wieżyczka.



3. Nośna struktura kadłuba w układzie belka-wieżyczka. Widoczna konstrukcja ścian belki — z przodu przekładkowa, z tyłu kratowa — oraz układ wieżyczki i rozmieszczenie okuć głównych skrzydła i zastrzału

Głównym elementem kadłuba jest belka o przekroju prostokątnym, z czterema podłużnicami sosnowymi biegnącymi przez całą długość kadłuba. Boki belki kadłuba w rejonie kabiny mają konstrukcję przekładkową sklejką—styropian. Konstrukcja taka sięga około 0,5 m zaabinę. Tylne części belki to kratownica drewniana kryta sklejką brzoową. Ważnym nośnym elementem kadłuba, który przejmuje obciążenie od skrzydła, silnika, podwozia, sterownicy i zbiornika paliwa jest stalowa kratownica spawana z rur 30 HGS, a następnie poddana wyżarzeniu zupełnemu, dla zwiększenia wytrzymałości zmęczeniowej. Kratownica jest połączona z bokami kadłuba 8 śrubami M10 i oprofilowana sklejką dla nadania kształtu przedłużającego obrys kabiny. Belka kadłuba ma 2 wręgi. Jedną w miejscu zamocowania okucia statecznika poziomego jest jednocześnie dźwigarkiem statecznika pionowego. Druga służy do zamocowania okuć statecznika poziomego i jest wykonana ze sklejkii brzoowej 10 mm. W tylnej części belki przykręcone jest 4 śrubami M6 okucie kółka ogonowego.

Kabina pilota mieści się w przodzie kadłuba, przed wieżyczką. Osłona kabiny wykonana z plexi 2 mm, szyby o powierzchniach rozwijalnych przykręcone są do szkieletu lamelowanego z listew sosnowych. Osłona jest zamocowana do kadłuba 4 sworzniami nieruchomymi i jednym ruchomym. Z lewej strony wywietrznik. Fotel pilota składa się z wyprofilowanego, tapicerowanego siedzenia i lekkiego, odejmovanego oparcia, umożliwiającego użycie spadochronu plecowego. Fotel wyposażony jest w czteroelementowe pasy bezpieczeństwa typu szybocowego, złożone z pasów biodrowych i ramieniowych. Pod fotelem pilota znajduje się sterownica ręczna z rurą skrętną, ułożyskowana w 2 łożyskach ślizgowych. Pedaly z szybocowca typu Foka. Na lewej burcie dźwignia gazu. Między nogami tablica przyrządów o kształcie zabierającym minimum miejsca.

Przyrządy pokładowe: prędkościomierz 0÷250 km/h, chyłomierz poprzeczny, wysokościomierz, wariometr,

busola, pod tablicą wyłączniki iskrowników i gałka otwierania kabiny.

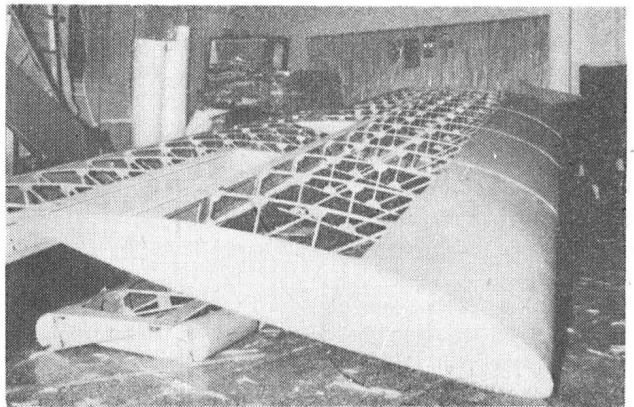
Usterzenie wolnonośne, klasyczne. Usterzenie poziome ma obrys prostokątny. Statecznik poziomy i ster mają żebra kratownicowe z listew sosnowych 7 × 5. Nakładki na węzły — półkoliste ze sklejkii brzoowej 0,8 mm. Dźwigary statecznika i steru ceowe, ścianki ze sklejkii brzoowej 1 mm. Statecznik jest kryty całkowicie sklejką 1 mm. Ster, kryty płótnem, zawieszony jest na 3 zawiasach. Zawias środkowy stanowi jednocześnie dźwignię napędową. Usterzenie poziome mocowane jest do kadłuba okuciami.

Usterzenie pionowe skośne. Statecznik z pletwą grzbietową stanowi całość z kadłubem. Żebra o przekroju ceowym, listwy sosnowe 7 × 5 mm, sklejką 0,8 mm. Dźwigary ceowe, ścianki ze sklejkii 1 mm, pasy sosnowe. Krawędź natarcia sosnowa drążona, pokrycie statecznika — sklejką 1 mm. Ster kryty płótnem. Ster zawieszony na 2 zawiasach, dolny stanowi dźwignię napędową.

Podwozie z kołem tylnym nie chowane. Golenie podwozia głównego wykonane są z płaskownika ze stali 50 HSA o grubości 10 mm. Amortyzacja polega na sprężystym uginaniu goleni. Golenie mają kształt dwutrapezowy. Są one zamocowane końcami do środkowego węzła stalowej kratownicy kadłuba za pomocą śrub M10 oraz przechodzą przez specjalne szczeliny w bocznych węzłach kratownicy, wyłożone wkładkami poliamidowymi. Na końcach goleni przykręcone są śrubami M10 odkuwane osie kół. W piastach kół osadzone są po dwa łożyska toczne. Koła szybocowe 300 × 125 mm. Kółko ogonowe średnicy 120 cm wytoczone z pełnej gumy ma piastę duralową z łożyskiem ślizgowym. Amortyzację zapewnia resor dwupiórowy ze stali 50 HSA. Kółko jest sterowane za pomocą cięgieł elastycznych sprzężonych ze sterowaniem kierunku.

Zespół silnikowy

Silnik tłokowy, dwucylindrowy, płaski, dwusuwowy typu Saturn 500 o mocy 30 KM, zabudowany jest na kratowej wieżyczce kadłuba w okolicy spływu skrzydła. Silnik ma dwa gaźniki typu motocyklowego i dwa iskrowniki po jednym dla każdego cylindra. Jest rów-



4. Struktura skrzydła. Widoczne dźwigary główny i przedlotkowy, kratowa konstrukcja żeber i pokrycie kesonu noskowego

niez wyposażony w pompę paliwa. Zapłon pojedynczy, ale konstruktor przewidział wyposażenie silnika w zapłon podwójny w następnym etapie rozwoju. Silnik napędza nieprzystawialne dwupłatowe śmigło pchające, o średnicy 1,06 m. Śmigło wykonane jest z 6 warstw drewna jesionowego i oklejone laminatem szklanym. Rozruch silnika ręczny. Zbiornik paliwa o pojemności 19 litrów wykonany z laminatu zabudowany jest wewnątrz wieżyczki kadłuba. Paliwomierz umieszczony za głową pilota wykonany jest z przezrystej rurki plastikowej i działa na zasadzie naczyń połączonych.

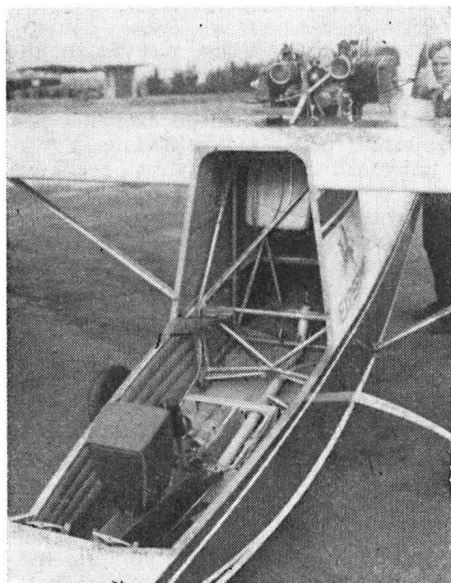
Montaż i demontaż samolotu jest bardzo łatwy i szybki, da się przeprowadzić przez dwóch ludzi w ciągu 7 minut. Skrzydło i zastrzał łączą się z kadłubem za pomocą trzech sworzni, a następnie jeszcze jednym sworzniem ze sobą.

Usterzenie poziome nasuwa się na dwa wystające z tylnej części kadłuba sworznie i przetyka trzecim sworzniem przechodzącym przez przednie okucie. Wszystkie sworznie zabezpiecza się agrafkami. Ciężła sterowania wysokości i lotek są szybko rozłączne (typu szybowcowego) i wykluczają możliwość mylnego podłączenia. Złożony samolot zajmuje mało miejsca i może być przechowywany w niewielkim pomieszczeniu.

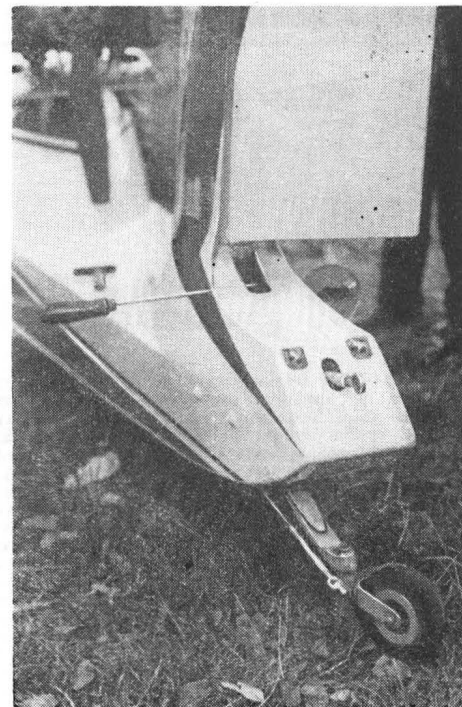
Własności lotne

Samolot J-1 przewidziany jest do użytkowania w warunkach VMC w dzień. Może on wykonywać starty i lądowania zarówno na lotniskach, jak i w terenie przygodnym, pod warunkiem, że wysokość trawy nie przekracza 40 cm. Wykonywanie lotów w chmurach oraz akrobacji łącznie z korkociągami jest niedozwolone, współczynniki obciążeń wynoszą +4, -1,5. Dopuszczalna prędkość nurkowania (V_{NE}) wynosi 180 km/h w spokojnej atmosferze (podmuchy do 4 m/s) i jest ograniczona do 120 km w atmosferze burzliwej (podmuchy do 10 m/s).

Start samolotu jest bardzo prosty. Ustawivszy się w łozu wiatru należy dać „pełny gaz” i oddać cał-



5. Kabina pilota ze zdemontowanym siedzeniem pilota. Na uwagę zasługuje tapicerka kabiny i estetyczny kształt obudowy tablicy przyrządów. Rozmieszczenie elementów sterowania podkreśla podobieństwo do kabiny szybowca



6. Tył kadłuba. Widoczne sworznie tylne mocowania usterzenia, sworzni przedni na specjalnym przyrządzie, końcówka ciężła sterowania steru wysokości oraz szczegóły zawieszania i sterowania kółka tylnego

kowicie drążek sterowy. Po uniesieniu ogona lekko ściągnąć drążek, co powoduje oderwanie samolotu od ziemi. Lekkie oddanie drążka ustala kąt wznoszenia (ok. $7,5^\circ$). Najlepsza prędkość wznoszenia, przy której $w = 3$ m/s, wynosi 85 km/h.

W locie poziomym własności samolotu (zgodnie z założeniami) są bardzo podobne do własności szybowca treningowego.

Skuteczność steru wysokości i występujące na nim siły przypominają Pirata, a lotki — Muchę 100 A. Jedynie ster kierunku nie ma raczej odpowiednika — jest on w locie silnikowym bardzo skuteczny, co wymaga szczególnej uwagi pilota szybowcowego w pierwszych lotach na J-1. W locie ślizgowym i z wyłączonym silnikiem skuteczność steru kierunku jest normalna, jak w większości szybowców.

J-1 może latać w silnych warunkach termicznych jak szybowiec, należy jednak pamiętać, że powtórny rozruch silnika w powietrzu jest niemożliwy. Opadanie minimalne (przy prędkości ok. 75 km/h) wynosi ok. 2 m/s. Najodpowiedniejszą prędkością krążenia jest 85 km/h. Profil lądowania jest identyczny jak dla szybowca. Podejście można wykonywać przy zdławionej lub zamkniętej przepustnicy, można też lądować z całkowicie wyłączonym silnikiem. Najlepsza prędkość podejścia wynosi około 80—90 km/h, co odpowiada opadaniu rzędu 2,5 m/s.

Jak wynika z krótkiego opisu, J-1 jest konstrukcją ze wszech miar udaną i w przypadku rozwoju amatorskiego lotnictwa w kraju (co ze względu na wysokie walory wychowawcze tego „hobby” byłoby rzeczą wielce pożyteczną) można go zalecić jako wzór do naśladowania innym konstruktorom amatorom.

Wszystkie fotografie wykonał Zdzisław Szulc

Dokończenie na str. 29

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Trójwałowy silnik śmigłowiec Rolls-Royce BS.360

W artykule omówiono genezę powstania trójwałowego silnika śmigłowiec Rolls-Royce BS.360, opisano jego ogólny układ, konstrukcję, układ sterowania, przytoczono dane techniczne, przedstawiono w skrócie rozwój silnika i podano kilka uwag krytycznych.

Podpisanie w marcu 1967 r. brytyjsko-francuskiego porozumienia w sprawie wspólnego rozwoju silników śmigłowiec wojskowych dało oddziałowi małych silników firmy Rolls-Royce (oddział ten wywodzi się z firmy De Havilland Engine Co., która wchłonięta została przez firmę Bristol Siddeley Engine, a ta z kolei — przez firmę Rolls-Royce) możliwość opracowania nowego silnika śmigłowiec o mocy 900 KM.

Wspomniane porozumienie dotyczy rozwoju śmigłowca wsparcia SA.330 „Puma”, lekkiego śmigłowca obserwacyjnego SA.341 „Gazelle” i śmigłowca wielozadaniowego WG.13 „Lynx”. W chwili podpisywania porozumienia prace nad dwoma pierwszymi śmigłowcami były tak poważnie zaawansowane, że udział w ich rozwoju firm brytyjskich mógł być b. niewielki. Natomiast zadanie przygotowania do seryjnej produkcji śmigłowca „Lynx” wraz z silnikiem przypadło prawie wyłącznie W. Brytanii.

Miano do wyboru kilka typów silników nadających się do napędu śmigłowca „Lynx”, a mianowicie silniki Turbomeca „Astazou” XIV i XVI, UACL PT6T „Twin Pac” oraz Continental T67 (dotychczas nigdzie nie stosowany). Wybór najbardziej odpowiedniego spośród tych silników, kanadyjskiego PT6T, byłby sprzeczny z duchem porozumienia, podczas gdy zastosowanie silnika francuskiego postawiłoby W. Brytanię w b. niekorzystnej sytuacji w stosunku do Francji. Silnik brytyjski stanowiłby pod względem handlowym najlepsze rozwiązanie i dlatego zdecydowano się zlecić firmie Rolls-Royce opracowanie silnika śmigłowiec o mocy 900 KM. Otrzymał on oznaczenie BS.360, lecz jest również znany jako RS.360.

Program budowy silnika BS.360 jest obecnie najpoważniejszym przedsięwzięciem liczącego 3800 pracowników oddziału małych silników w Leavesden (który poza tym wytwarza części zamienne do silników „Turmo” III C4, napędzających śmigłowce „Puma”, oraz ma wyprodukować 50% silników „Astazou” III N do śmigłowców „Gazelle”). Za rozwój tego silnika odpowiedzialna jest wyłącznie firma Rolls-Royce, firma Turbomeca będzie brać udział tylko w jego produkcji przejmując 25% jej wartości.

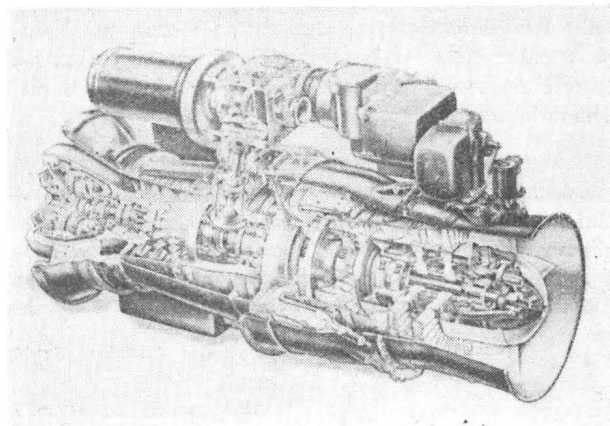
Według opinii handlowców oddziału małych silników turbinowe silniki wałowe klasy mocy silnika BS.360 przedstawiają największe możliwości zbytu, podczas gdy silniki innych klas mają mniejsze znaczenie.

Założenia projektowe

Ciężar startowy i prędkość maksymalna śmigłowca „Lynx” (4000 kg, 320 km/h) wymagają zastosowania do jego napędu mocy 1800 KM, łącznie z potrzebną rezerwą. W przypadku śmigłowca wielozadaniowego dwusilnikowy zespół napędowy jest warunkiem koniecznym, tym bardziej że ma się na uwadze również cywilne rynki zbytu.

W założeniach do projektu silnika największy nacisk położono na bezpieczeństwo eksploatacji, niezawodność pracy i łatwość obsługi, gdyż w tej klasie silników wymienione cechy mają dla użytkowników większe znaczenie niż osiągi silnika. Łatwości obsługi domagają się głównie brytyjskie wojska lądowe, które mają otrzymać większą część z zamówionych przez brytyjskie siły zbrojne 280 śmigłowców „Lynx”. Projektanci silnika spodziewają się spełnić wymagania użytkowników przez skojarzenie postępowe, lecz wypróbowanej gazodynamiki z tradycyjnymi rozwiązaniami

1. Przestrzenny przekrój silnika BS.360



konstrukcyjnymi i tradycyjnymi materiałami — przy czym wyeliminowano całkowicie stopy magnezu ze względu na ich podatność na korozję — oraz zastosowanie konstrukcji modułowej, dzięki której główne zespoły silnika mogą być wymieniane w warunkach polowych.

Reorganizacja brytyjskiego przemysłu silników lotniczych dała tę korzyść, że ułatwiła wymianę doświadczeń między istniejącymi trzema zakładami silnikowymi. Dzięki temu zespół projektujący silnik BS.360 mógł korzystać z osiągnięć zarówno zakładu w Bristolu, jak i zakładu w Derby. I tak, z silników „Dart” (Derby) zaczerpnięto metody projektowania kierownic turbinowych o dużej trwałości, z silników „Gnome” i „Nimbus” (oba z Bristolu) — sposoby zabezpieczenia silnika przed działaniem wody morskiej, również z silnika „Nimbus” — sposób oczyszczania zasysanego powietrza i momentomierz, z silnika „Tyne” (Derby) — technikę projektowania sprężarek dwuzespołowych i przekładni o małych gabarytach, z silnika „Viper” (Bristol) — odparowywacze paliwa oraz z pokładowego zespołu napędowego T.112 (Derby) — zwrotną komorę spalania.

Opis silnika

Układ silnika

BS.360 jest silnikiem trójwałowym, tj. ma dwuzespołową sprężarkę i oddzielną turbinę napędową. Cztery osiowe stopnie sprężarki (pierwszy stopień przydźwiękowy) tworzą wraz z jednostopniową turbiną zespół niskiego ciśnienia o prędkości obrotowej 39 000 obr/min, a odśrodkowy stopień sprężarki i jednostopniowa turbina — zespół wysokiego ciśnienia o prędkości obrotowej 42 000 obr/min. Oba te zespoły łącznie z pierścieniową komorą spalania o przepływie zwrotnym stanowią wytwornicę gazu zasilającą dwustopniową turbinę napędową o prędkości obrotowej 27 000 obr/min połączoną współśrodkowym wałem wewnętrznym z umieszczoną z przodu silnika przekładnią o prędkości obrotowej na wyjściu 6000 obr/min.

Zastosowanie sprężarki dwuzespołowej pozwoliło na uzyskanie dużego sprężu — 12,15:1 — bez potrzeby mechanizacji sprężarki, lecz równocześnie zwiększyło dosyć poważnie złożoność konstrukcji silnika. Należy przy tym pamiętać, że osiągnięcie to jest wynikiem zarówno właściwości sprężarek dwuzespołowych, jak i zastosowania stopnia odśrodkowego jako zespołu wysokiego ciśnienia oraz dużych umiejętności projektowania sprężarek.

Warto tu zaznaczyć, że BS.360 jest pierwszym silnikiem wałowym z dwuzespołową sprężarką — sprężarka silnika „Tyne” nie jest typową sprężarką dwuzespołową, ponieważ jej zespół niskiego ciśnienia jest połączony mechanicznie, poprzez przekładnię, z wałem śmigła, co uniemożliwia samoczynną regulację prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia zgodnie z zasadami pracy sprężarek dwuzespołowych.

Wyprowadzenie napędu do przodu silnika — za pomocą wewnętrznego wału — komplikuje wprowadzenie konstrukcje, lecz równocześnie czyni silnik bardziej uniwersalnym umożliwiając przystosowanie go bez potrzeby wprowadzania poważniejszych zmian konstrukcyjnych do napędu samolotów.

Konstrukcja silnika

Jak już wspomniano, silnik BS.360 ma konstrukcję modułową, tzn. że główne zespoły silnika stanowią w pewnym sensie oddzielne całości, moduły, zamienne pod względem mechanicznym i gazodynamicznym ze swoimi odpowiednikami i umożliwiające łatwy demontaż i montaż na silniku. W obecnym stadium rozwoju silnika tolerancje wykonawcze są takie, że po

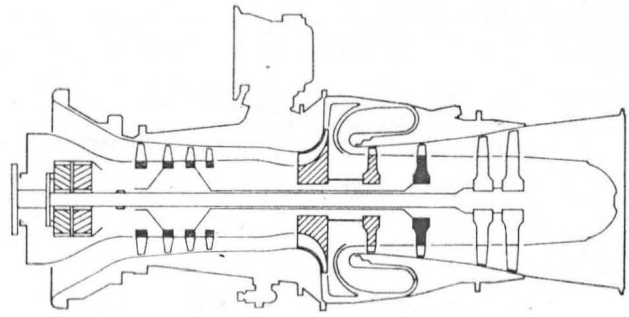
wymianie modułu osiagi silnika mogą spaść poniżej gwarantowanych, w związku z czym konieczne jest dostrajanie zespołów, lecz można oczekiwać, że w przyszłości niedomoga ta zostanie usunięta.

Trójwałowy układ i małe gabaryty silnika poważnie utrudniły rozwiązanie zagadnienia łożyskowania zespołów o znacznych prędkościach obrotowych. Silnik ma 7 głównych węzłów łożyskowych z 9 łożyskami. Zespół wysokiego ciśnienia jest podparty w dwóch węzłach — przed wirnikiem odśrodkowym i za wirnikiem turbiny; przedni węzeł ma dwa łożyska, wałkowe i kulkowe, tylny węzeł — łożysko wałkowe. Trzy łożyska zespołu niskiego ciśnienia są umieszczone przed wirnikiem sprężarki osiowej — łożysko wałkowe — za wirnikiem sprężarki — łożysko kulkowe — i za wirnikiem turbiny — łożysko wałkowe. Turbina napędowa jest osadzona w łożysku wałkowym umieszczonym przed wirnikiem we wspólnym węzle z tylnym łożyskiem zespołu niskiego ciśnienia i w łożysku wałkowym za wirnikiem turbiny. Długi wewnętrzny wał turbiny napędowej jest podparty w łożysku kulkowym umieszczonym bezpośrednio przy wielowypustowym sprzęgle łączącym wał z przekładnią silnika. Siły obciążające węzły łożyskowe są przenoszone bezpośrednio na główny korpus silnika — przez zastrzały korpusu wlotowego, przez zastrzały między sprężarką niskiego i wysokiego ciśnienia, przez kierownicę turbiny niskiego ciśnienia, przez kierownicę pierwszego stopnia turbiny napędowej i przez zastrzały dyfuzora wylotowego. Rozwiązanie problemu łożyskowania ułatwia zwrotna komora spalania i odśrodkowa sprężarka wysokiego ciśnienia, gdyż dzięki nim możliwe było podparcie zespołu wysokiego ciśnienia tylko w dwóch węzłach, uniknięcie łożyskowania wału turbiny napędowej wewnątrz wału zespołu niskiego ciśnienia (jakkolwiek musiano zastosować ograniczniki ugięć wału) i utrzymanie krytycznych prędkości obrotowych poza zakresem roboczym bez potrzeby zwiększania średnic, a tym samym i ciężaru wałów. W celu udoskonalenia dynamiki zespołów wirujących zastosowano w większości łożysk hydrauliczne tłumienie drgań — polegające, jak wiadomo, na doprowadzaniu oleju do szczeliny między zewnętrznym pierścieniem łożyska i gniazdem.

Krótkiego opisu wymagają poszczególne zespoły silnika, w których zastosowano wiele ciekawych rozwiązań konstrukcyjnych.

Korpus pierścieniowego, osiowosymetrycznego wlotu stanowi równocześnie obudowę przekładni silnika oraz łożyska wału turbiny napędowej i przedniego łożyska sprężarki niskiego ciśnienia. Jest wykonany jako odlew cienkościenny z nierdzewnego stopu aluminiowego z kanałami gorącego powietrza i oleju zabezpieczającymi wlot przed oblodzeniem.

Wirnik sprężarki niskiego ciśnienia o konstrukcji bębnowej jest spawany wiązką elektronów z czterech



2. Schemat zespołów wirujących silnika BS.360

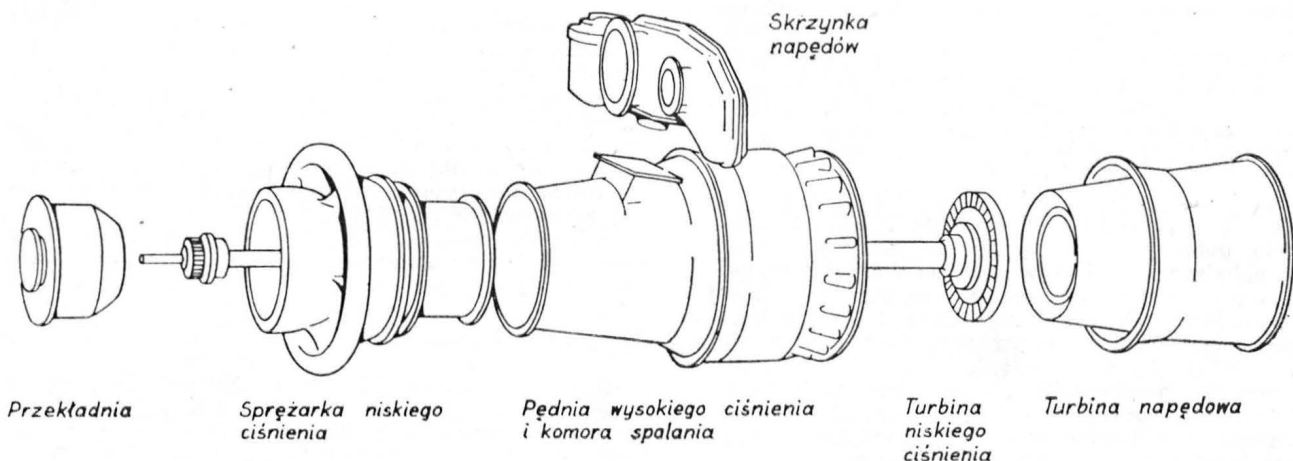
odkuwek tytanowych. Obrzeża wieńców łopatkowych pierwszego i czwartego stopnia są mocowane wysięgnikowo, co pozwoliło na zmniejszenie odległości między łożyskami wirnika. Łopatki wirnikowe sprężarki kute są ze stali nierdzewnej Inco 718, odznaczającej się dużym współczynnikiem tłumienia drgań. Dwuścienna, spawana obudowa sprężarki składa się ze stożkowej powłoki zewnętrznej wykonanej z blachy ze stali nierdzewnej i z powłoki wewnętrznej walcowanej z tytanu. W powłoce wewnętrznej osadzone są łopatki kierownicze cięte z taśmy ze stali nierdzewnej. Wewnętrzne końce łopatek mocowane są w pierścieniach, przy czym pierścienie trzech pierwszych stopni są wykonane z tworzywa sztucznego i dzielone obwodowo. Dwuścienna obudowa zabezpiecza przed wydostaniem się łopatek na zewnątrz w przypadku ich urwania, umożliwiając jednocześnie przebiecie przez łopatki ściany wewnętrznej, co zapobiega zniszczeniu pozostałych łopatek sprężarki. Stożkowy kształt obudowy zwiększa jej sztywność.

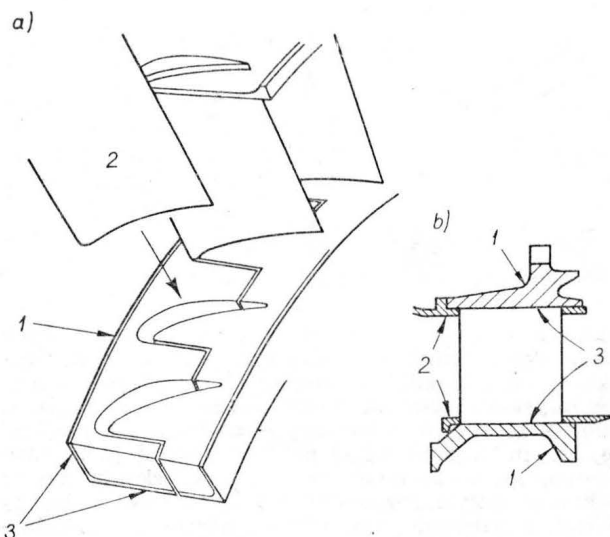
Wirnik sprężarki odśrodkowej obrabiany jest z odkuwki tytanowej jako jednoczęściowy, tj. bez oddzielnego zabieraka. Dyfuzor sprężarki jest wykonany z blachy ze stali żaroodpornej Jethete, przy czym jego tylna ściana stanowi ścianę komory spalania, a przednia jest połączona kołnierzem ze środkowym korpusem silnika stanowiącym odlew ze stopu aluminiowego.

Pierścieniowa komora spalania o przepływie zwrotnym jest wyposażona w 17 odparowywaczy paliwa zasilanych przez 17 pojedynczych wtryskiwaczy. Zewnętrzna osłona komory z blachy ze stali nierdzewnej jest dzielona poziomo w celu ułatwienia kontroli rury żarowej.

Turbina wysokiego ciśnienia ma chłodzone łopatki kierownicze. Są one odlewane ze stopu żaroodpornego i osadzone w wycięciach kątowych pierścieni, przy czym przed przesunięciami wzdłużnymi zabezpieczają je odlewane obejmy, do których są przylutowane „twardym” lutowiem. Kierownica jest zamocowana do korpusu dyfuzora sprężarki wysokiego ciśnienia. Łopatki wirnikowe, odlewane ze stopu żaroodpornego,

3. Podział silnika BS.360 na moduły





4. a) mocowanie łopatek kierowniczych trzech pierwszych stopni sprężarki niskiego ciśnienia:

1 — dzielony pierścień ze sztucznego tworzywa; 2 — wklejana podstawa łopatki, 3 — ścierna warstwa talku

b) mocowanie łopatek kierowniczych turbiny wysokiego ciśnienia:

1 — pierścienie odlewane; 2 — pierścienie kute, z wycięciami na łopatki; 3 — lutowane do pierścieni końce łopatek

są osadzone w kutej tarczy z rurową cienkościenną piastą, która zmniejsza dopływ ciepła do łożysk i wpływ odkształceń tarczy na połączenie ze sprężarką.

Warto tu przypomnieć, że zespół turbina wysokiego ciśnienia—sprężarka wysokiego ciśnienia jest montowany i wyważany z korpusem środkowym, korpusem dyfuzora sprężarki, komorą spalania, kierownicą turbiny i korpusem łożyskowania turbiny, ponieważ elementy te stanowią jeden z modułów silnika.

Łopatki kierownicze turbiny niskiego ciśnienia są wykonywane z blachy ze stopu żaroodpornego. Mają one dużą cięciwę i są spawane do korpusu turbiny i do korpusu łożyska turbiny wysokiego ciśnienia. Kute łopatki wirnikowe są bandażowane. Kuta tarcza jest połączona dyfuzyjnie lub za pomocą spawania wiązką elektronów z wałem sprężarki niskiego ciśnienia.

Konstrukcja i zamocowanie kierownicy pierwszego stopnia turbiny napędowej są podobne jak kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia, natomiast kierownica drugiego stopnia jest odlewana segmentami zawierającymi po kilka łopatek. Bandażowane łopatki wirnikowe i tarcze turbiny są kute ze stali Jethete. Tarcze mają rurowe, cienkościennie piasty, za pośrednictwem których połączone są ze sobą za pomocą spawania elektronowego. Moment obrotowy turbiny przekazywany jest na wewnętrzny, drążony wał napędowy za pomocą przenoszącego siłę wzdłużną wielowypustowe sprzęgła, którego część zewnętrzna stanowi przednią część piasty turbiny. Wał przedłużony jest do tyłu, do kołpaka dyfuzora wylotowego, i zakończony kołem zębatym napędu regulatora i obrotomierza. Na przednim końcu wału może być zamontowany momentomierz.

Dyfuzor wylotowy, spawany z blachy żaroodpornej, składa się z płaszcza zewnętrznego i wewnętrznego kołpaka połączonych ze sobą za pomocą czterech żeber chłodzonych od wewnątrz powietrzem. W kołpaku mieści się tylne łożysko turbiny napędowej i wspomniany już napęd regulatora i obrotomierza. Płaszcz zewnętrzny dyfuzora połączony jest kołnierzem z osłoną komory spalania.

Planetarna przekładnia silnika jest umieszczona w stalowym korpusie mocowanym wewnątrz korpusu wlotowego. Przekładnia ma trzy koła satelitarne, pływające koło słoneczne i koło pierścieniowe oraz wie-

lowypustowe sprzęgło umożliwiające równoległe przemieszczanie się koła słonecznego. Koła zębate są daszkowe, dzielone. Przekładnia może przenosić moc 1000 KM, odznaczając się przy tym małymi wymiarami — jej średnica zewnętrzna wynosi ok. 150 mm, a długość ok. 130 mm.

Skrzynka napędów zabudowana jest wraz z całym osprzętem nad silnikiem. Napędza ją zespół wysokiego ciśnienia za pośrednictwem układu kół stożkowych. Napęd poszczególnych agregatów odbywa się za pomocą szeregowo ząbionych kół zębatych.

Układ olejenia obejmuje zbiornik oleju z filtrem, pompę tłoczącą i pięć pomp odsysających, zbiornik drenażowy, chłodnicę oleju z wentylatorem, odśrodkowy odpieniacz oleju i magnetyczne wykrywacze opiłków metalowych w przewodach odprowadzających olej do zbiornika.

Silnik został zaopatrzone we wzorniki kontrolne umożliwiające sprawdzanie za pomocą światłowodów stanu technicznego ułopotkowania sprężarek i turbin oraz rury żarowej i wałów. Poza tym przygotowano dwa gniazda do mocowania czujników przenośnej aparatury do pomiaru drgań.

Układ sterowania

Układ sterowania silnikiem, opracowany przez firmę Plessey, jest typu hydro-mechanicznego. Jego ogólna zasada działania jest typowa dla silników śmigłowcowych, polega mianowicie na utrzymywaniu stałej prędkości obrotowej turbiny napędowej niezależnie od zapotrzebowania mocy przez wirnik nośny śmigłowca.

Podstawowymi elementami układu sterowania są: czujnik ciśnienia i temperatury powietrza na wlocie do silnika, sterownik oraz regulator turbiny napędowej. Czujnik parametrów powietrza przekazuje do sterownika sygnały mające dostosować wydatek paliwa do warunków lotu. Do sterownika doprowadzony jest również sygnał ciśnienia na wylocie ze sprężarki, co umożliwia prawidłową regulację wydatku paliwa w czasie przyspieszania silnika. Sterownik jest poza tym zaopatrzone w element elektroniczny zabezpieczający silnik przed rozbieganiem się i przed przegraniem łopatek turbinowych. Oddziaływanie pilota na sterownik ogranicza się do ustawiania dźwigni warunków pracy silnika w czterech położeniach: silnik wyłączony, rozruch, bieg jałowy i warunki lotu. Ostatnie położenie dźwigni pozwala na zwiększenie wydatku paliwa do wartości maksymalnej, przy czym zadanie sterowania wydatkiem paliwa spełnia regulator turbiny napędowej. Utrzymuje on stałą prędkość obrotową turbiny napędowej niezależnie od obciążenia wirnika nośnego oddziałując na sterownik, który z kolei zmienia odpowiednio wydatek paliwa, a tym samym prędkość obrotową wytworownicy. W związku z tym w locie pilot steruje mocą silników tylko za pośrednictwem dźwigni ogólnego skoku wirnika nośnego. Prędkość obrotową turbiny napędowej pilot może zmieniać, za pomocą dźwigni nastawczej, w zakresie od 0,95 do 1,05. Możliwość tę wykorzystuje się m. in. do wyrównania obciążenia obu silników (nie wyrównane moce silników powodują powstanie obciążenia poprzecznego łożysk koła zbiorczego przekładni głównej śmigłowca). Operację tę przeprowadza się na ziemi z wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym ustawionymi na zerowy skok tak przesuwając dźwignie nastawcze regulatorów turbin napędowych, aby temperatury na wylocie silników zrównały się. W przypadku gdy silniki są wyposażone w momentomierze, wyrównanie obciążenia silników może być dokonane na podstawie ich wskazań.

W czasie pracy na biegu jałowym na ziemi lewy silnik może być odłączony od wirnika i użyty do napędu urządzeń śmigłowca.

Wyposażenie pomocnicze

Silnik jest wyposażony we francuską prądnicę — rozrusznik Air Equipment o mocy 6 kW i napięciu 28 V oraz prądniczki obrotomierzy. Do wyposażenia silnika należą również zbiornik i chłodnica oleju

wraz z wentylatorem wymuszającym przepływ powietrza chłodzącego.

Do oczyszczania sprężarek silników z osadów soli — po locie nad morzem — służy wbudowany w konstrukcję śmigłowca układ natryskowy, zasilany na ziemi świeżą wodą. W opracowaniu znajduje się filtr powietrza, który będzie stosowany w przypadku eksploatacji śmigłowca na obszarach o dużym zapyleniu.

Dane techniczne

Moc maksymalna (awaryjna 2,5 min) 900 KM, moc startowa (5-min lub awaryjna 1-h) 830 KM; moc maksymalna trwała 750 KM; typowa moc przelotowa 415 KM; jednostkowe zużycie paliwa 0,218 kG/KMh przy mocy maksymalnej, 0,221 kG/KMh przy mocy startowej, 0,228 kG/KMh przy maksymalnej mocy trwałej i 0,280 kG/KMh przy typowej mocy przelotowej; maksymalny wydatek powietrza 3,27 kG/s; spręż sprężarki niskiego ciśnienia 3,25:1; spręż sprężarki wysokiego ciśnienia 3,70:1; spręż całkowity 12,15:1; maksymalna temperatura przed turbiną (szacunkowa) ok. 1000 °C; ciężar silnika 136 kG bez wyposażenia i 176 kG z wyposażeniem; wysokość 582 mm; szerokość 551 mm; długość 1092 mm.

Rozwój silnika

Próby stoiskowe silnika BS.360 zostały zapoczątkowane w lipcu 1969 r. próbami wytwornicy gazu. W dwa miesiące później przeprowadzono pierwszą próbę stoiskową kompletnego silnika przedprototypowego. We wrześniu 1970 r. rozpoczęto próby silnika na stoisku wirnikowym w bazie Royal Navy w Yeovilton. Na podstawie trzech 25-h prób stoiskowych przeprowadzonych na dwóch prototypach silnik został dopuszczony do próby w locie na śmigłowcu Lynx — w marcu 1971 r. Na początku 1972 r. przeprowadzono próbę przydatności typu, zamiast 150-h próby typu, a w czerwcu 1972 r. — specjalną próbę przy mocy 960 KM. Na początku 1974 r. ma się rozpocząć próbna eksploatacja silników w specjalnej jednostce armii brytyjskiej, przy czym nada się im — na podstawie 8000 h prób silników — trwałość międzynaprawczą 400 h.

W czasie prób stoiskowych i w locie — do których zbudowano 45 silników — ujawniło się wiele poważnych niedomagań silnika. Wymienił to można drgania obwodowe (faliste) tarczy turbiny niskiego ciśnienia, które powodowały rozrywanie się tarcz i przeciwko którym zastosowano jako tymczasowy środek zaradczy stykowy tłumik drgań w postaci ceramicznego pierścienia; przegrzewanie turbiny niskiego ciśnienia, co przewidywano przez zmodyfikowanie przepływu powietrza chłodzącego; mały zapas statecznej pracy sprężarki, w związku z czym zmieniono aerodynamikę sprężarki odśrodkowej i turbiny wysokiego ciśnienia. Na stoisku

silniki osiągały moc 890 KM i więcej, lecz wobec konieczności zmniejszenia obciążeń cieplnych „gorących” zespołów do prób w locie musiano początkowo ograniczyć moc do 700 KM.

Mimo tych trudności zamierza się w czasie dalszego rozwoju silnika zwiększyć moc startową z 830 KM do 1250 KM, co ma być osiągnięte przez zwiększenie wydatku powietrza i podwyższenie temperatury przed turbiną (chłodzenie łopatek wirnikowych turbiny wysokiego ciśnienia). Przewiduje się budowę wersji śmigłowej oraz pomocniczego zespołu napędowego, pokładowego i naziemnego. Mówi się również o silniku dwuprzepływowym, w którym turbina napędowa byłaby połączona z wentylatorem w sposób bezpośredni, o ciągu 450–550 kG w zależności od wybranego stosunku wydatków. Łączna produkcja wszystkich wersji silnika wyniosłaby ok. 2000.

Koszt rozwoju silnika łącznie z oprzyrządowaniem produkcyjnym jest oceniany na 20 mln funtów (ok. 50 mln dol.). Pierwsze silniki seryjne mają kosztować 30 000 funtów (ok. 75 000 dol.) bez osprzętu.

* * *

Nie ulega wątpliwości, że silnik BS.360 dzięki układowi z dwuzespołową sprężarką przedstawia rozwiązanie nowoczesne i mające niezaprzeczone zalety (poza wspomnianą możliwością uzyskania dużego sprężu bez mechanizacji sprężarki ważny tu jest również korzystny przebieg sprawności sprężarki w pozaobliczeniowych warunkach pracy, z drugiej jednak strony układ taki powoduje — czego by na ten temat nie mówić — b. poważne zwiększenie złożoności konstrukcji silnika. Skomplikowana konstrukcja silnika BS.360 przysporzyła sporo trudności nawet tak doświadczonej w budowie silników turbinowych firmie jak firma Rolls-Royce i na pewno w znacznym stopniu przyczyniła się do rocznego opóźnienia w programie rozwoju silnika, który poza tym nie spełnił wymagań w zakresie niezawodności, trwałości i osiągnięć (początkowo zakładano, że moc 900 KM będzie mocą startową, moc awaryjna miała wynosić ok. 1000 KM). Stoi też ona w sprzeczności z założeniami projektowymi, które na naczelnym miejscu stawiały prostotę konstrukcji silnika mającej w przypadku napędu śmigłowca wielozadaniowego klasy „Lynx” decydujące znaczenie. Nasuwa się więc pytanie, czy zastosowanie układu trójwałowego było celowe, tym bardziej gdy silnik BS.360 porówna się z silnikami PT6, np. PT6A-30 (silnik wchodzący w skład zespołu silnikowego „Twin Pac”) — nie mówiąc już o nowszych ich wersjach — który ma wprawdzie większe jednostkowe zużycie paliwa (w związku z mniejszym sprężem), lecz jest za to bez porównania prostszy konstrukcyjnie, a także lżejszy, co równoważy większe zużycie paliwa. Poza tym silniki PT6 dają dzięki odwróconemu układowi pełną swobodę w sposobie zabudowy silnika. Warto tu zauważyć, że śmigłowce „Lynx” w przypadku sprzedaży do USA byłyby wyposażone w silnik PT6T-3 „Twin Pac”. Jednak z ostateczną oceną silnika BS.360 należy się wstrzymać do czasu wszechstronnego wypróbowania silnika w eksploatacji.

Dokończenie ze str. 9

UŻYTKOWANIE SPRZĘTU...

Na podstawie wieloletniego i bogatego doświadczenia współpracy z ZSRR zarówno w przemyśle lotniczym, jak i eksploatacji należałoby opracować zakres i metody, a następnie przystąpić do współdziałania z innymi krajami mającymi tradycje lotnicze, głównie z krajami Europy zachodniej.

Wymiana doświadczeń, jak również kooperacja przemysłowo-eksploatacyjna przyczynia się zarówno do zwiększenia dynamiki, jak i do rozwoju lotnictwa w Polsce.

Klamrami sprzegającymi zespół czynników ekonomiczno-technicznych warunkujących rozwój lotnictwa cywilnego jest człowiek i stworzona przez niego organizacja.

Jakie powinien mieć kwalifikacje młody człowiek, który opuszcza mury uczelni czy szkoły? Jak powinien przebiegać proces dokształcania i podnoszenia kwalifikacji na terenie zakładu pracy?

Mówiliśmy na te tematy w czasie wspólnie zorganizowanej narady w r. 1971. Postawione wówczas postulaty i wnioski nie straciły swej aktualności, a w skondensowanej formie zostały one przedstawione na VI Kongresie Techników Polskich. Przebieg kształcenia i doszkalania były zresztą przedmiotem wszechstronnej i rzeczowej dyskusji, która znalazła odbicie w Uchwale Kongresu.

Organizacja i zarządzanie w lotnictwie to trudne i złożone problemy, które od wielu lat nie mogą doczekać się zadowalających rozwiązań. Nie dopracowano się przecież modelu organizacyjnego, w którym objęto by koordynacją całości kształt zagadnień lotniczych. Nie osiągnięto sukcesów w zarządzaniu — w dalszym ciągu utrzymuje się tendencja przesuwania podejmowanych decyzji od niskich szczebli zarządzania wwyż, wielokrotnie aż do ministerstw. Nie rozdzielono wyraźnie zawodu inżyniera i technika — jest to zresztą problem ogólnokrajowy. Nie rozdzielono także funkcji za-

wodowych (stanowiska specjalistów) od funkcji kierowania nie mówiąc o niedostatkach wynagradzania w tym zakresie.

Dlatego myśląc i mówiąc o wielkiej polityce w dziedzinie lotnictwa cywilnego należy ciągle mieć na względzie tezę dotyczącą organizacji lotnictwa zawartą w uchwale XII Sekcji VI Kongresu Techników Polskich.

W rozwinięciu tej tezy, dokonanej przez SITK proponuje się przeprowadzenie trzyetapowej organizacji lotnictwa cywilnego, a mianowicie:

etap I — powołanie „Rady Lotnictwa”, w której reprezentowane byłyby wszystkie rodzaje lotnictwa cywilnego, przemysłu lotniczego i wojska, w celu wypracowania koncepcji integracyjnych i roboczego planu działania w tym zakresie

etap II — powołanie „Rady Lotnictwa”, w której reprezentowane dla wszystkich rodzajów lotnictwa, jak np.:

- ruch lotniczy (powołanie cywilno-wojskowych organów kierowania ruchem lotniczym),
- lotniska (powołanie jednego organu dla kierowania eksploatacją, utrzymaniem, remontami i budową lotnisk cywilnych oraz zapewnienie instytucjonalnego powiązania tego organu z Zarządem Lotniskowym Wojsk Lotniczych),
- baza remontowa dla lotnictwa niekomunikacyjnego,
- szkolenie lotnicze itp.

Przy osiągnięciu zadowalających wyników w trakcie realizacji wymienionych 2 etapów oraz przy odpowiednim poziomie rozwoju lotnictwa można będzie przeprowadzić:

etap III — powołanie naczelnego urzędu państwowego do planowania rozwoju, kierowania, koordynacji, kontroli całości działalności lotnictwa cywilnego oraz współpracy z wojskiem i zainteresowanymi organami gospodarki narodowej.

Przedstawione zagadnienia stanowią niewątpliwie tylko część aktualnych problemów polskiego lotnictwa, problemów, które tak żywo interesują zarówno specjalistów tej dziedziny, jak i opinie społeczną.

Zacharow M. W. i Zacharow A. M.: **Żaroproczyne spławy**. Wyd. Metalurgia, Moskwa 1972 r., str. 384, cena 87 kop. (8,70 zł)

Wobec rzadkich publikacji na temat materiałów o specjalnym przeznaczeniu, książka ta ucieszy zapewne liczne rzesze konstruktorów, technologów i specjalistów przemysłu lotniczego, chemicznego, atomowego oraz studentów tych kierunków. W starannym opracowaniu zebrano wiele informacji o metalach i stopach przeznaczonych do pracy w podwyższonych i wysokich temperaturach. Książka podzielona jest na trzy części. W pierwszej części zebrano podstawowe zasady i prawa zmiany charakterystyk żarowytrzymałości stopów metali w zależności od ich chemicznego i fizycznego składu, stanu i temperatury, okresu pracy i innych zmiennych czynników. Szczególnie naświetlenie znalazły podstawy tworzenia stopów, a więc podejścia do uzyskania nowych stopów i polepszenia charakterystyki istniejących.

W części drugiej omówiono żarowytrzymałe stopy kolorowe i stałe, a w trzeciej stopy żarowytrzymałe z metali trudno topliwych, ilustrując na konkretnych przykładach zmiany ich żarowytrzymałości w zależności od różnych czynników zmiennych. W opisanych tych materiałach zawarte są informacje o ich rzeczywistych charakterystykach, składzie fazowym, strukturze, własnościach i obszarach zastosowań.

Pierwsza część stanowi niejako teoretyczną dyskusję zagadnienia żarowytrzymałości, a dwie pozostałe praktyczną ilustrację teorii na bazie współczesnych stopów żarowytrzymałych. Książka w dużej części zawiera wyniki badań autorów, chociaż wiele informacji zaczerpnięto z prac innych uczonych radzieckich.

Dla pracowników przemysłu lotniczego, a zwłaszcza silnikowców lotniczych, szczególnie interesująco przedstawia się część trzecia tej książki, gdzie szeroko ujęto metale trudno topliwe i ich stopy, jak w żadnej z dotychczasowych monografii. Przedstawiono tu następujące grupy stopów: wanadowe, chromowe, niobowe, molibdenowe, tantalowe i wolframowe. A uwzględniając omówione w części drugiej stopy tytanowe, niklowe i kobaltowe można stwierdzić, że jest to asortyment wybiegający poza obecne zastosowania przemysłu lotniczego. Książka ujmując od strony metalurgicznej tworzenie, wpływy i oddziaływanie składników, struktur, składu i procesu metalurgicznego na różne własności wytrzymałościowe, a zwłaszcza w temperaturach podwyższonych. Stąd główna przydatność tej pozycji dla metalurgów i konstruktorów. Brak w niej informacji o wpływie czynników technologicznych, procesu technologicznego, operacji, zgniotu, naprężeń powierzchniowych i innych na własności wytrzymałościowe. Ponadto brak jakichkolwiek danych o parametrach obróbczych, technologicznych sposobach zwiększenia wytrzymałości itp., co wyraźnie obniża atrakcyjność tej książki dla technologów. Mimo to należy pozycję tę powitać z zadowoleniem. Zawarta w niej duża ilość unikalnych zależności, wpływów i danych pozwala na lepsze poznanie tych stopów metali zarówno przez konstruktora jak i technologa.

Publikacja ta również będzie stanowiła cenną pomoc dla studentów politechnik na wydziałach: lotniczym, budowy aparatury chemicznej, jądrowej i podobnych.

GOL.

Kerber L. L.: **Komponowka oborudowanija na samolotach**. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 304, cena 1,20 rb (12 zł)

W książce opisane są zasady wyposażenia samolotu we wszystkie zasadnicze układy wyposażenia. Pokazano przykłady zabudowy poszczególnych układów i urządzeń oraz ich ciężary i gabaryty. Na początku

książki omówiono ogólne zasady zabudowy wyposażenia. W poszczególnych rozdziałach przedstawiono wyposażenie elektryczne, radiowe i radiolokacyjne, nawigacyjne, maszyny liczące, przyrządy pokładowe, układy automatycznego sterowania, układy wspomagające, instalacje oblodzeniowe, wyposażenie doświadczalne, pomiarowe i specjalne oraz oddziaływanie elektromagnetyczne różnych zespołów wyposażenia na siebie.

A. G.

Szejnin W. M., Kozłowski W. I.: **Problemy projektowanija passażyrskich samolotow**. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 308, cena 2 rb. 10 kop. (21 zł)

W książce rozpatrzono współczesne problemy projektowania samolotów pasażerskich ze szczególnym uwzględnieniem całokształtu zagadnień związanych ze zwiększeniem techniczno-ekonomicznej efektywności tych samolotów w systemie transportu jako całości. Książka zapoznaje czytelników z kierunkami rozwoju odrzutowych samolotów pasażerskich w przeszłości i z prognozami ich rozwoju w najbliższym dziesięcioleciu. Tematami poszczególnych części są tendencje rozwojowe lotnictwa pasażerskiego, problemy aerobusu, zagadnienia projektowania samolotów pasażerskich różnych układów oraz zagadnienia problemowe dotyczące startu i lądowania, zasięgu oraz niezawodności.

Materiał został przedstawiony w książce niezwykle systematycznie i jest bardzo interesujący. Książka jest przeznaczona dla pracowników naukowych i specjalistów przemysłu lotniczego oraz lotnictwa cywilnego. Może być także przydatna dla studentów wydziałów lotniczych.

W. K.

Agafonow W. P., Wiertuszkin W. K., Gładkow A. A., Polanski O. Ju.: **Nierawnowiesnyje fizyko-chimiczeskije procesy w aerodinamike**. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 344, cena 2 rb. 42 kop. (24,20 zł)

Jest to monografia poświęcona nowej dziedzinie aerodynamiki, mającej duże praktyczne znaczenie w związku z rozwojem techniki lotniczo-kosmicznej. Rozpatrzono w niej procesy fizykochemiczne zachodzące w strumieniu gazu o wysokiej temperaturze i ich wpływ na parametry gazodynamiczne strumienia. Przypomniano wiadomości dotyczące fizykochemicznych, termodynamicznych i kinematycznych własności gazów (przede wszystkim powietrza), przytoczono podstawowe równania i opisano własności przepływów nieustalonych. Omówiono przepływy jednowymiarowe, strukturę fali uderzeniowej w mieszaninie gazów i właściwości przepływów nieustalonych na linii prądu. W ramach teorii warstwy przyściennej rozpatrzono przepływy nieustalone gazów lepkich z uwzględnieniem reakcji chemicznych na powierzchni, przepływ na brzegu punktu krytycznego tępego ciała, opływ płaskiej płytki i stożka, a także osobliwości przepływów nieustalonych w śladzie za ciałem. Przedstawiono wpływ nieustalonych procesów fizykochemicznych na aerodynamiczne i cieplne charakterystyki hipersonicznych statków latających i na zachowanie się strumienia w dyszach.

Książka jest przeznaczona dla aerodynamików obecnym z zagadnieniami gazodynamiki hipersonicznej; może również służyć studentom wyższych lat uniwersytetów i wyższych szkół technicznych.

W. K.

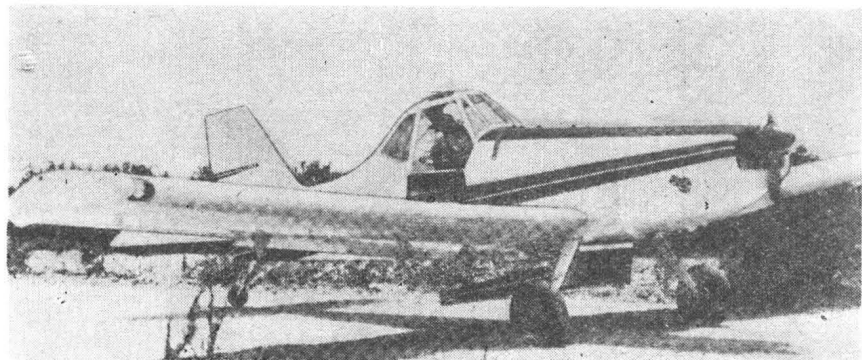
Samolot rolniczy przeznaczony do opylania i opryskiwania

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednonisilnikowy, dolnoplat metalowej konstrukcji.

Plat. Wolnonośny, półskorupowej konstrukcji metalowej. Dźwigar każdego skrzydła połączony z kadłubem za pomocą 2 sworzni. Odejmowane krawędzie natarcia skrzydeł wypełnione pianką z tworzywa sztucznego oraz końcówki skrzydeł wykonane z laminatu szklanego.

Kadłub. Konstrukcja kratownicowa o układzie silnik-zbiornik-kabina zapewniającym bezpieczeństwo pilota. Konstrukcja przedniej części kadłuba zapewnia pochłonięcie energii w razie zderzenia z przeszkodą. Zbiornik chemikaliów umieszczony w środku ciężkości samolotu. Kratownica wykonana z rur stalowych chromowo-molibdenowych spawana łukowo elektrodą nietopliwą w osłonie helu. Wewnętrzne przestrzenie rur dolnej części kratownicy zabezpieczono przed korozją za pomocą oleju. W celu zabezpieczenia konstrukcji przed korozyjnym działaniem chemikaliów linki i inne części ruchome wykonane ze stali nierdzewnej oraz szeroko zastosowano pokrycia poliuretanowe. Dla ułatwienia mycia i konserwacji konstrukcji oraz obsługi i kontroli, boczne i dolne pokrywy kadłuba wykonane z laminatu szklanego mogą być zdjęte w czasie kilku minut dzięki zastosowaniu szybko rozłącznych połączeń. Izolowana uszczelniona kabina zabezpiecza pilota przed toksycznym wpływem chemikaliów. Wnętrze kabiny zaprojektowano ze szczególnym uwzględnieniem bezpieczeństwa pilota oraz wygody i komfortu jego pracy.

Podwozie. 2 zamienne gołenie ze stali sprężynowej. Na gołeniach noże do przecinania napowietrznych przewodów elektrycznych. Duże koła umożliwiające



eksploatację samolotu z miękkich ładówisk gruntowych.

Napęd. Chłodzony powietrzem 6-cylindrowy płaski silnik Teledyne-Continental Tiara 6-285A o mocy 285 KM z reduktorem. Przełożenie reduktora 2:1. Nastawne w locie 2-łopatowe śmigło Hartzella o średnicy 2,41 m. Zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 320 l umieszczone u nasady skrzydeł.

Urządzenia rolnicze. Zbiornik chemikaliów o objętości 0,85 m³ przeznaczony do chemikaliów ciekłych lub o pojemności 1,07 m³ przeznaczony do chemikaliów sypkich. Napęd pompy do chemikaliów ciekłych wiatrakowy.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Pawnee Brave (wcześniej zapowiadany jako Pawnee II) jest nowym samolotem rolniczym opracowanym w 1971 r. przez wytwórnię Piper Aircraft Corporation. Jest całkowicie nową konstrukcją, ma jedynie układ i zasadnicze kształty samolotu PA-25 Pawnee wyprodukowanego w ilości ponad 4200 sztuk eksploatowanego w ponad 80 krajach.

Wytwórnia przewiduje zastosowanie napędu opryskujących urządzeń rolniczych od silnika. W następnych wersjach przewiduje się użycie silnika o mocy 320 KM. Prototyp Pawnee Brave przechodzi od 2 lat próby i badania.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,89 m
Długość	8,33 m
Powierzchnia nośna	20,9 m ²
Ciężar własny	930 kG
Ciężar własny z urządzeniami rolniczymi do opryskiwania	984 kG
Ciężar całkowity	1770 kG
Ciężar całkowity maks.	1996 kG
Ciężar chemikaliów maks.	862 kG
Prędkość robocza opryskiwania	145–217 km/h
Maks. wydatek chemikaliów ciekłych	860 l/min
Szerokość robocza	ok. 15 m

R. M.

Dwumiejscowy lekki wielozadaniowy wojskowy samolot odrzutowy: szturmowy, rozpoznawczy, łącznikowy, treningowy, może służyć do wstępnego szkolenia, dopuszczony do akrobacji

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy grzbietoplat konstrukcji metalowej z usterzeniem w kształcie T.

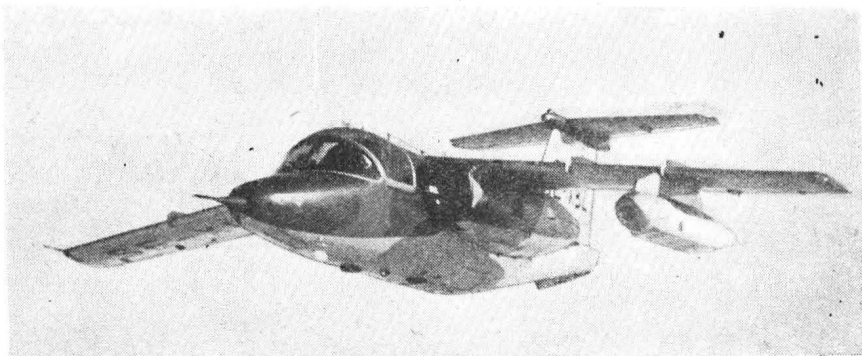
Plat. Konstrukcja dwudźwigarowa z pokryciem pracującym. Skrzydło nie dzielone. W części przykadłubowej keoson wykorzystany jest na integralny zbiornik paliwa. Podłużnice klejone są do pokrycia. Profil laminarny o grubości względnej 10,3%, w końcowych partiach skrzydła pogrubiony do 12%. Skos do tyłu 12°48', ujemny wznios 6°. Lotki i klapy jednoszczelinowe konstrukcji ulowej z wypełniaczem z folii metalowej. Lotki ze wspomaganie. Klapy wychyłane hydraulicznie; trymer lotki napędzany elektrycznie.

Kadłub. Konstrukcji półskorupowej. Kabina pilotów hermetyczna i klimatyzowana. Fotele pilotów katapultowane ustawione obok siebie. Za fotelami pilotów miejsce dla dodatkowych dwóch foteli lub umieszczenia ładunku. Osłona kabiny podnoszona jest mechanizmem śrubowym elektrycznie lub ręcznie i odrzucana w przypadku katapultowania się pilotów. W części zasilnikowej kadłuba po obu jego stronach umieszczone są hamulce aerodynamiczne. Bezpośrednio za wylotami dysz znajdują się odchylacze strumienia gazów wylotowych dla zmniejszenia prędkości kolowania.

Usterzenie. Wolnonośny w układzie T. Stateczniki poziomy i pionowy konstrukcji półskorupowej. Stery identycznej konstrukcji jak lotki, zaopatrzone w trymery napędzane elektrycznie.

Podwozie. Chowane, tróikołowe z kołem przednim. Opony kół niskociężniowe.

Napęd. Dwa silniki turbodrzutowe General Electric J85-17B po 1293 kG ciągu każdy. Zabudowane po bokach



kadłuba za krawędzią spływu skrzydeł.

Wyposażenie. Radiostacje UKF, układ VOR/ILS, radiokompas i DME (radioodległosciomierz). Wyposażenie elektryczne zasilane jest z dwóch prądorozruszników oraz z dwóch akumulatorów. Instalacja hydrauliczna napędza klapy, wspomaganie lotek, sterowanie kółkiem przednim, hamulce podwozia, chowanie podwozia oraz hamulce aerodynamiczne. Instalacja tlenowa zasilana jest z dwóch butli 8-litrowych.

Uzbrojenie. 6 podskrzydłowych zamków dla różnych zestawów uzbrojenia podwieszanego pod skrzydłami o łącznym ciężarze ok. 1800 kG.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Oblot pierwszego prototypu nastąpił 29.VI.63 r. Samolot wyposażony był we francuskie silniki Turbomeca Aubisque po 740 kG ciągu. Od 1965 r. znajduje się w produkcji seryjnej. Dla Szwecji wyprodukowano 150 samolotów w dwóch wersjach: szkolny oznaczony SK-60 i szturmowy A-60. Oblot wersji eksportowej oznaczonej SAAB-105 XT nastąpił 29.IV.67 r. Eksportowany do Austrii nosi oznaczenie

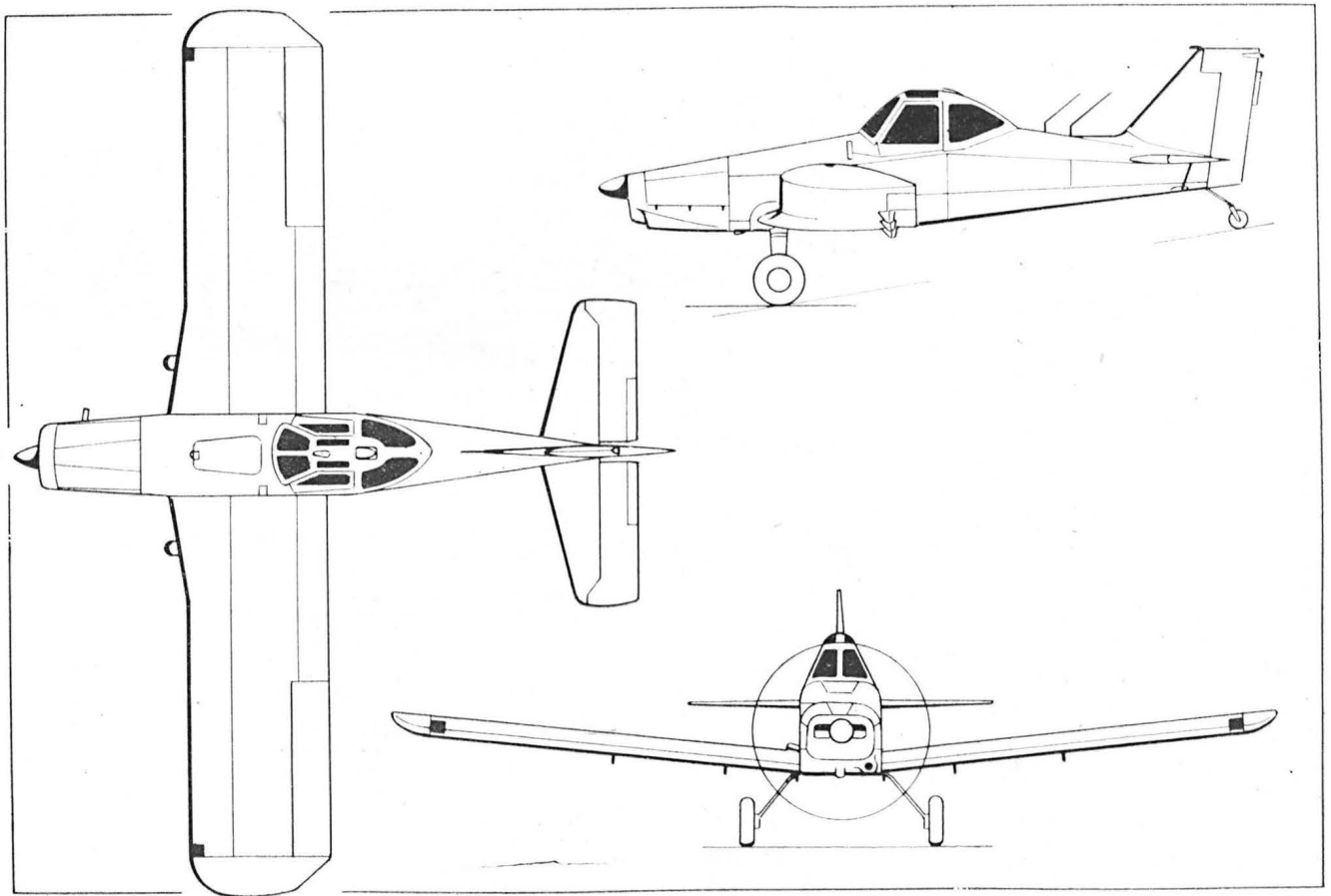
SAAB-105 Ö, a do Szwajcarii SAAB-105 XH. Ogółem wyprodukowano około 200 samolotów.

DANE TECHNICZNE

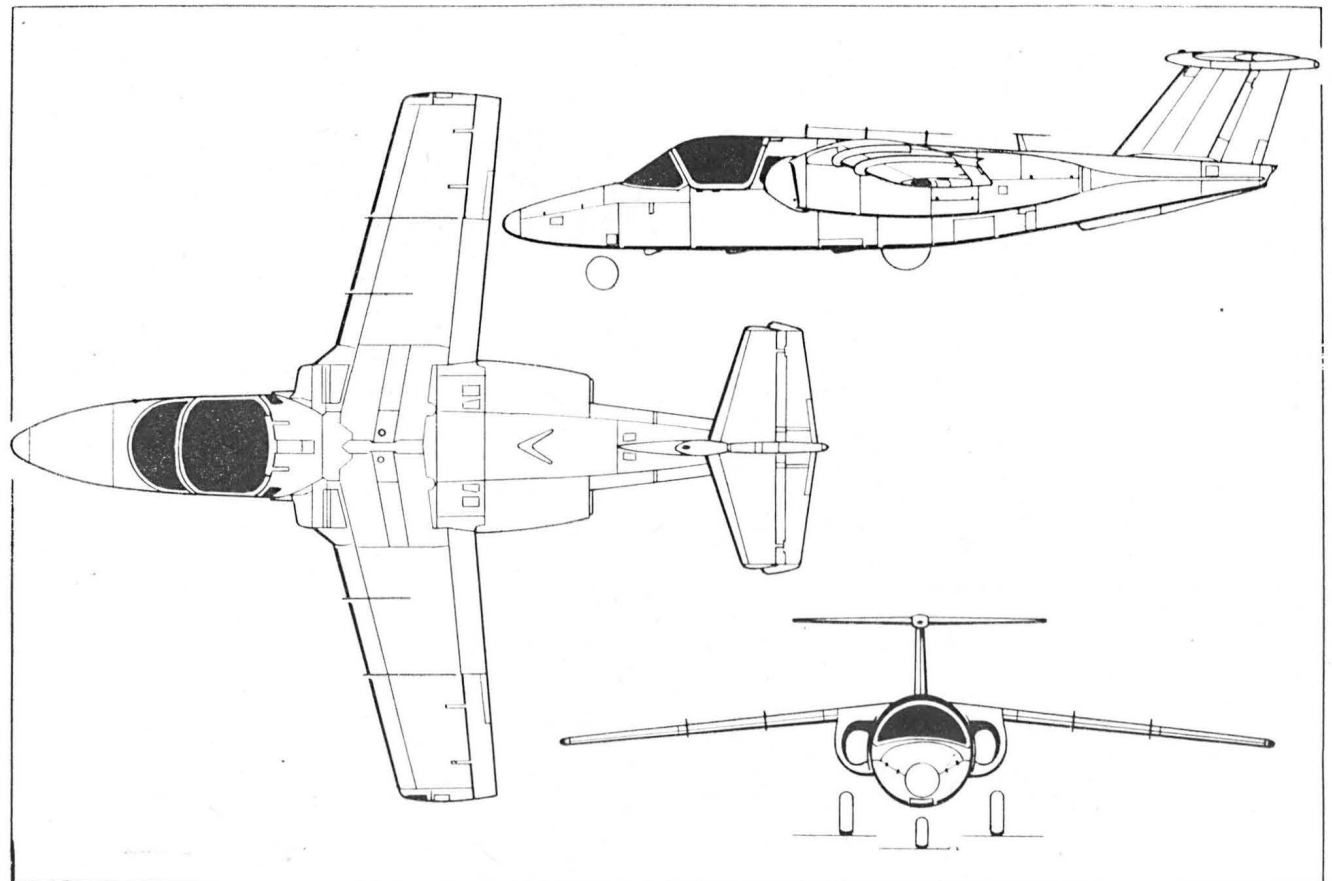
Rozpiętość	9,50 m
Długość	10,50 m
Wysokość	2,70 m
Powierzchnia nośna	16,30 m ²
Ciężar własny	2550 kG
Ciężar użyteczny maks.	3949 kG
Ciężar startowy maks.	6499 kG
Ciężar startowy treningowy	4515 kG
Prędkość maks.	970 km/h
Prędkość maks. na wys. 10 km	875 km/h
Dopuszcz. prędkość nurkowania	Ma = 0,86
Prędkość lądowania	190 km/h
Prędkość wznoszenia przy ziemi	65 m/s
Pułap	13 710 m
Rozbieg wersji treningowej	340 m
Rozbieg z ciężarem maks.	800 m
Dobieg	575 m
Zasięg maks.	2400–3020 km

J. M.

Piper PA-35 Pawnee Brave



SAAB-105 XT



Lekki śmigłowiec obserwacyjny

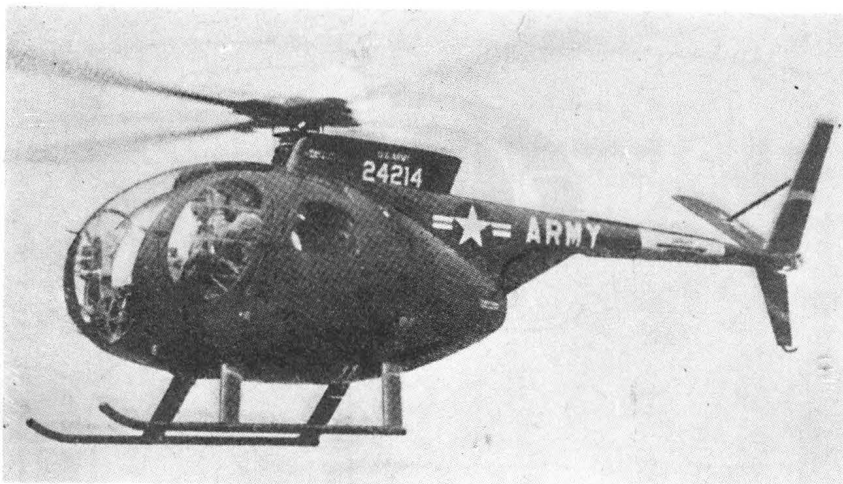
KONSTRUKCJA. 5-miejscowy, jednosilnikowy śmigłowiec ze sprężystym wirnikiem i śmigłem ogonowym.

Wirnik i przeniesienie napędu. 4-łopatowy wirnik nośny. Łopaty o zamocowaniu sprężystym. Śmigło ogonowe dwułopatowe. Przeniesienie napędu od silnika poprzez wał napędzający przekładnię ustawioną skośnie w tyle kadłuba pomiędzy fotelami pasażerów i stamtąd bezpośrednio rozdział do wirnika nośnego i śmigła ogonowego.

Kadłub i usterzenie. Konstrukcja metalowa półskorupowa o kropłowym kształcie aerodynamicznym zapewniająca minimalne opory. Po bokach kabiny 4 drzwi wejściowych. Wewnątrz trzy miejsca z przodu kadłuba i dwa z tyłu. Siedzenie pilota z lewej strony kadłuba. Tablica przyrządów umieszczona na przedniej ścianie pośrodku. Siedzenie pasażera obok pilota zaopatrzone dodatkowo w pasy barkowe. Przyjęcie ramowej konstrukcji nośnej wyszklonej części kabiny w kształcie litery A chroni pasażerów w przypadku kapotażu. Do wyszklenia kabiny użyto szkła dymionego. W przedniej części kabiny pod podłogą znajduje się pomieszczenie na bagaż o ciężarze do 23 kg. Usterzenie konstrukcji półskorupowej. Statecznik poziomy niesymetryczny ustawiony skośnie.

Podwozie. Jako podwozie służą płozy konstrukcji metalowej.

Napęd. Turbinowy silnik Allison 250-C 18A o mocy 317 KM umieszczony ukośnie w tyle kadłuba. Doprowadzenie powietrza przez długi tunel opływający przekładnię. Wlot usytuowany poniżej głowicy wirnika, wylot spalin w tyle kadłuba pod nasadą belki ogonowej. Ze-



spół napędowy nie ma instalacji przeciwbłodzeniowej — przy niebezpieczeństwie oblodzenia istnieje możliwość odbierania ogrzanego powietrza za piątym stopniem sprężarki. Układ paliwowy o pojemności 240 l umieszczony pod podłogą w kadłubie nie ma systemu awaryjnego. Sterowanie zespołem napędowym następuje przez dźwięnie gazu i dodatkowo przez tzw. Beeper umieszczony na drążku pilota.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Hughes 500 E jest cywilną wersją rozwojową lekkiego śmigłowca obserwacyjnego OH-6, który wygrał konkurs ogłoszony przez armię amerykańską w 1960 r. Na przełomie lat 62/63 latały pierwsze prototypy. Hughes 500 jest wykonywany w trzech wersjach: 500 S (Standard), 500 E (Executive) i 500 M.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	8,025 m
Srednica śmigła ogonowego	1,295 m
Długość kadłuba	7,01 m
Długość całkowita	9,232 m
Wysokość	2,64 m
Ciężar własny	469 kg
Ciężar całkowity	1020 kg
Ciężar użyteczny	688 kg
Paliwo	188 kg
Prędkość maks.	241 km/h
Prędkość przelotowa	241 km/h
Wznoszenie	8,7 m/s
Pułap całkowity	4420 m
Pułap w zawisie:	
z wpływem ziemi	2621 m
bez wpływu ziemi	1676 m
Zasięg	618 km

L. J.

Kartoteka TLiA

Sportavia Avion-Planeur RF-5

Francja/NRF

Dwumiejscowy motoszybowiec

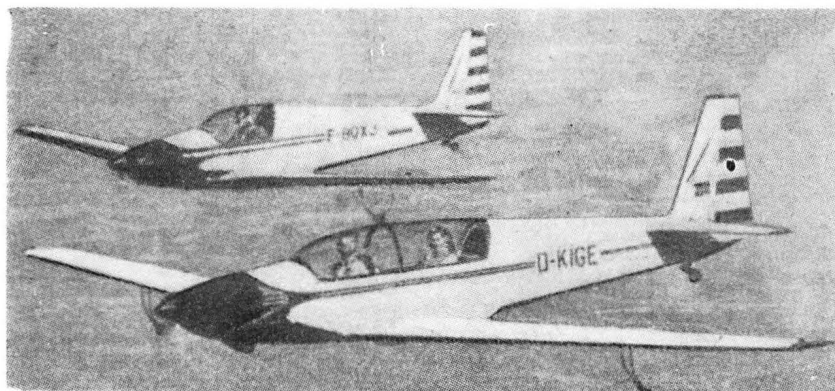
KONSTRUKCJA. Wolnonośny dolnopłat konstrukcji drewnianej.

Płat. Dwudzielny, drewnianej jednodźwigarowej konstrukcji o obrysie trapezowym. Kryty sklejka i tkanina. U nasady profil NACA 23015 zmieniający się wzdłuż rozpiętości na profil NACA 23012. Skrzydło zwichrzone geometrycznie, u nasady kąt zaklinowania 4° zmienny wzdłuż rozpiętości i osiągający na końcach 0°. Wznios skrzydeł 3°15' mierzony w osi dźwigara. Skrzydło nie ma skosu. Lotki drewniane kryte tkaniną. Brak kłap skrzydłowych. W części między lotkami a kadłubem w górnej powierzchni skrzydła w 50% cieciewy umieszczone są płytowe hamulce aerodynamiczne konstrukcji metalowej; składają się one z trzech sekcji na każdym skrzydle. Przed hangarowaniem końce skrzydeł można składać. W części przykadłubowej skrzydeł umieszczono dwa metalowe zbiorniki paliwowe mające łączną pojemność 63 litry. Wlew paliwa do zbiorników umieszczony na górnej powierzchni skrzydła.

Kadłub. Konstrukcja drewniana wrgowo-podłużnicowa kryta sklejka i tkaniną. Przekroje poprzeczne owalne. Kabina zamykana osłoną ze szkła organicznego. Wnętrze kabiny wentylowane i ogrzewane. Fotele ustawione jeden za drugim. Za tylnym fotelom można umieścić bagaż o ciężarze do 10 kg.

Usterzenie. Wolnonośne, drewnianej konstrukcji kryte sklejka i tkanina. Statecznik poziomy stały. Na prawym sterze wysokości umieszczona klapka wyważająca. Do transportu usterzenie poziome można składać.

Podwozie. Jednokółowe z kółkiem ogonowym i kółkami wspornikowymi. Koło główne amortyzowane, chowane w przedniej części kadłuba. Opona koła głównego Dunlop 6,00 × 6. Koło główne



wyposażone w hamulec uruchamiany ręcznie. Kółko ogonowe sterowane i amortyzowane. Kółka wspornikowe zamocowane pod skrzydłami na sprężystych goleniach.

Napęd. Silnik łokowy Sportavia — Limbach SL 1700E Comet czterocylin-drowy, w układzie bokser, rozwijający moc 68 KM. Silnik napędza metalowe dwułopatowe o stałym skoku ciągnące śmigło Hoffmann.

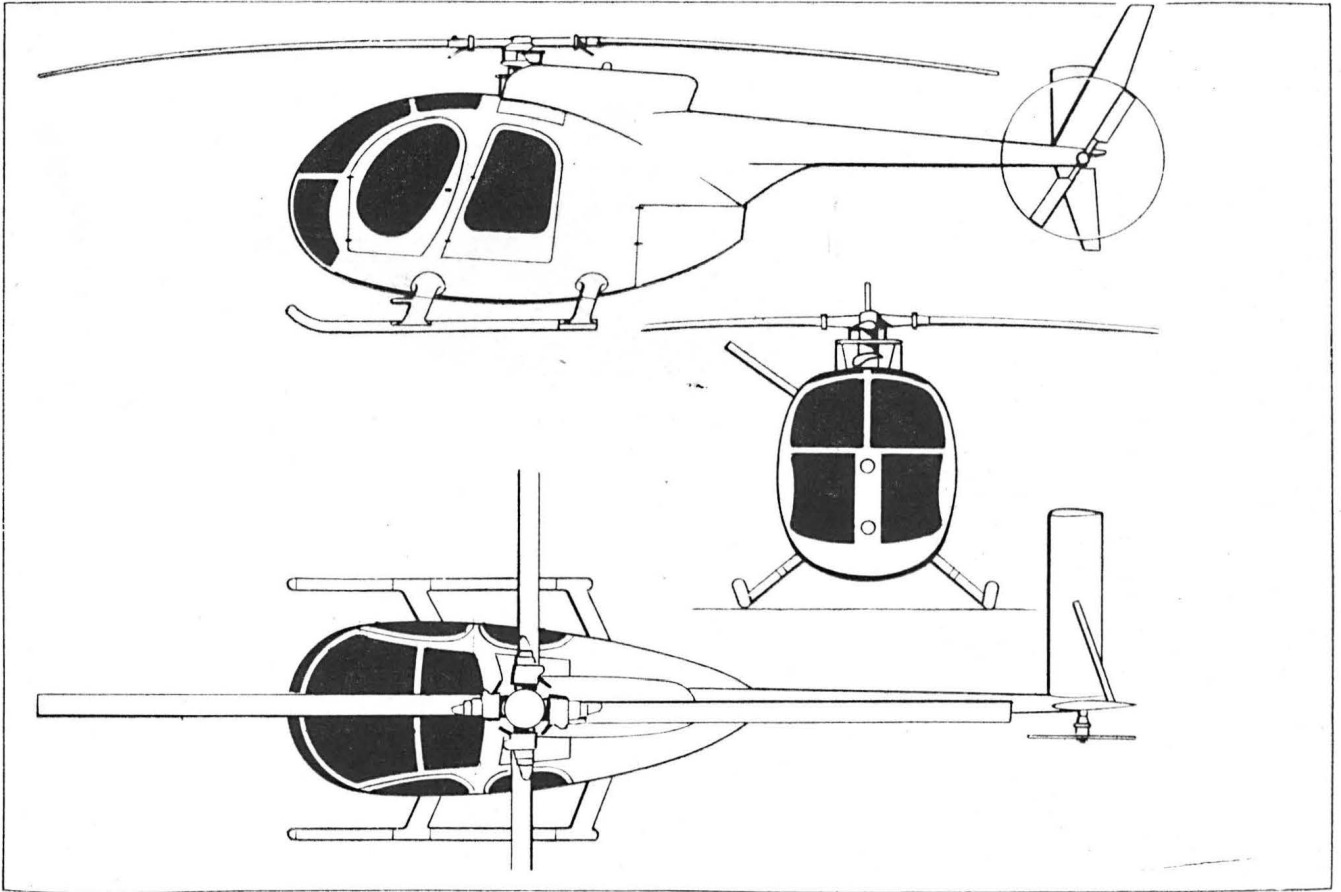
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstrukto-rem jest znany twórcą lekkich samolotów i motoszybowców M. René Fournier. Poprzednikiem RF 5 był motoszybowiec RF 4. Prace nad prototypem RF 5 rozpoczęto w lecie 1967 roku. Pierwszy lot prototypu odbył się w styczniu 1968 roku. Wersją rozwojową jest motoszy-bowiec RF 5B różniący się od RF 5 powiększoną rozpiętością i powierzchnią nośną, a także trochę powiększonym wzniosem oraz zmniejszoną powierzchnią kadłuba. Wymienione zmiany przy zachowaniu tego samego ciężaru poprawiły osiągi motoszybowca.

DANE TECHNICZNE

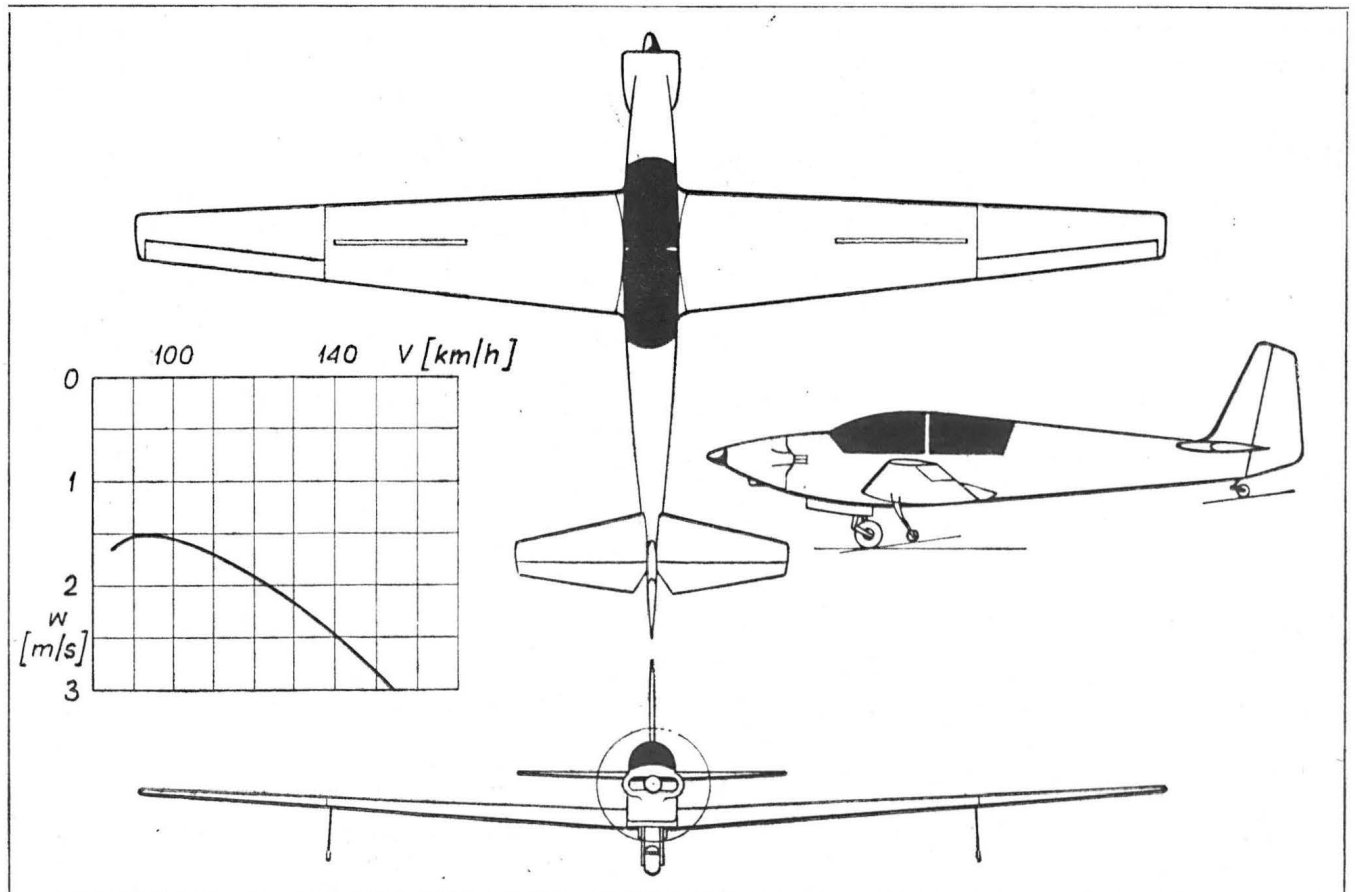
Długość	7,80 m
Wysokość (ogon na ziemi)	1,96 m
Rozpiętość	13,74 m
Cięciwa u nasady skrzydła	1,59 m
Cięciwa na końcu skrzydła	0,60 m
Wydłużenie	12,50
Srednica śmigła	1,47 m
Powierzchnia nośna	15,16 m ²
Ciężar własny	418 kg
Maks. ciężar całkowity (do akrobacji)	605 kg
Maks. ciężar całkowity	660 kg
Prędkość maks.	200 km/h
Dop. prędkość nurkowania	270 km/h
Prędkość przelotowa	120 ÷ 190 km/h
Prędkość przeciągnięcia	73 km/h
Wznoszenie	3 m/s
Doskonałość	22
Pułap	6000 m
Rozbieg	216 m
Start (do h = 15 m)	522 m
Lądowanie (z h = 15 m)	250 m
Dobieg	120 m
Zasięg	760 km

J. M.

Hughes 500E



Sportavia Avion-Planeur RF-5



Mimo że załączone wyniki pochodzą z lat dość odległych, jednak warto są przypomnienia ze względu na specjalny slot, który nie tylko umożliwia uzyskać dużo większe wartości C_{zmax} w porównaniu ze slotem konwencjonalnym (Handley-Page), lecz również w znacznym stopniu łagodzi przebieg przeciągnięcia i to zarówno w układzie samodzielnym, jak i w zestawieniu z klapą Fowlera. Wadą jego jest większy opór w położeniu schowanym niż dla slotu konwencjonalnego. Jednak zastosowany jako slot stały wydaje się bardzo obiecujący, mimo swego dość cienkiego profilu, który może sprawiać pewne trudności konstrukcyjne i technologiczne. Impulsem do jego opracowania było stwierdzenie, że slot konwencjonalny w zestawieniu z klapą Fowlera daje mniejsze wartości C_{zmax} niż skrzydło z samą klapą.

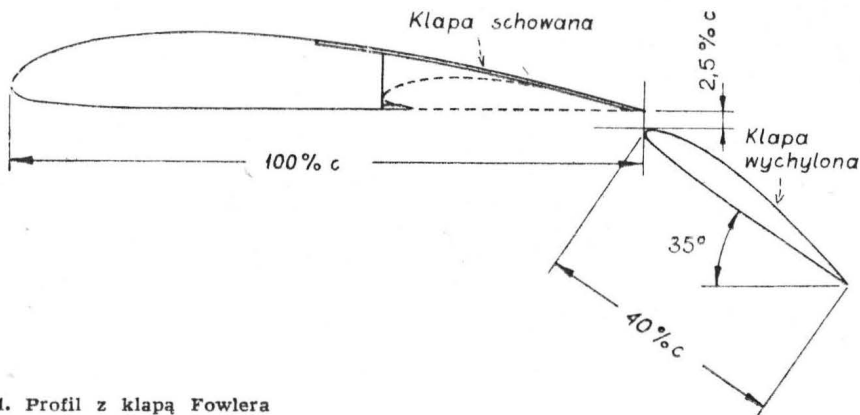
Poszczególne warianty mechanizacji badano na modelu skrzydła prostokątnego o wydłużeniu 6, przy liczbie Reynoldsa 609 000.

Dane geometryczne

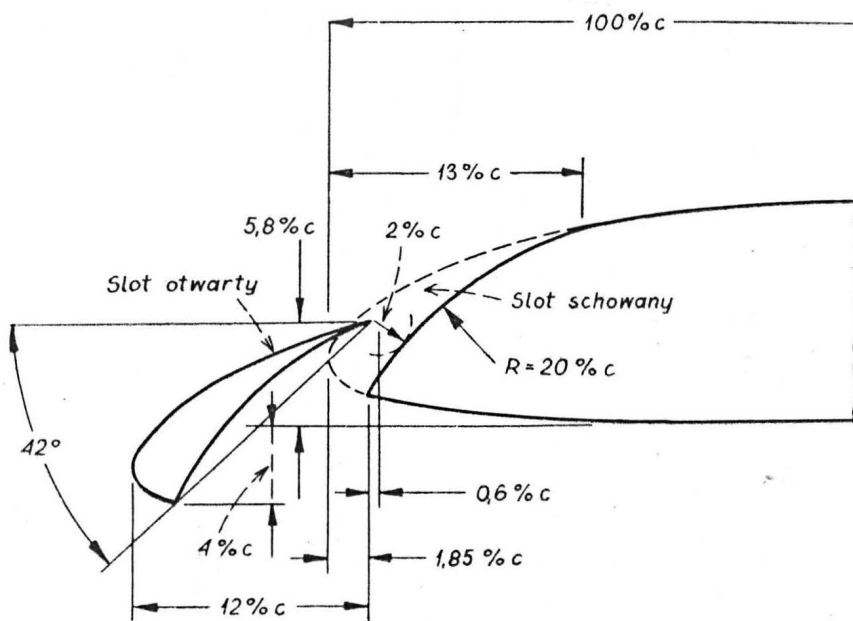
Tablica 1. Współrzędne profilu (podane w % cięciwy)

X	Clark Y (profil wyjściowy i klapa)	
	Zg	Zd
0	3,50	3,50
1,25	5,45	1,93
2,5	6,50	1,47
5	7,90	0,93
7,5	8,85	0,63
10	9,60	0,42
15	10,69	0,15
20	11,36	0,03
30	11,70	0
40	11,40	0
50	10,52	0
60	9,15	0
70	7,35	0
80	5,22	0
90	2,80	0
95	1,49	0
100	0,12	0
Promień kr. nat.		1,5

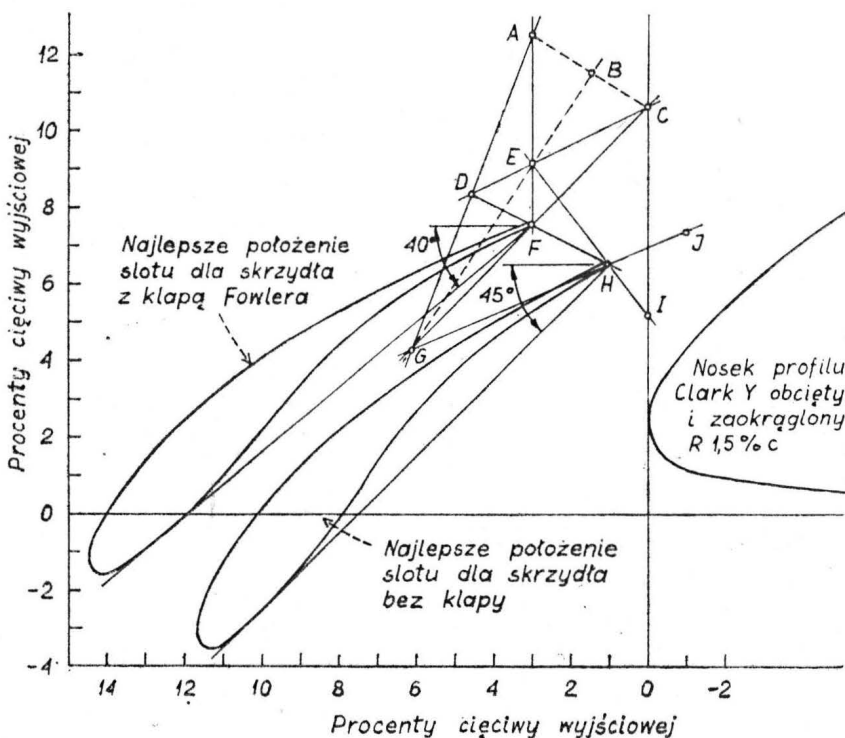
NACA 22 (slot specjalny)		
Zg	Zd	
2,88	2,88	
5,40	1,09	
6,48	0,65	
8,02	0,28	
9,11	0,08	
9,96	0,0	
11,34	0,12	
12,29	0,44	
13,35	1,46	
13,42	3,08	
12,60	4,78	
11,12	5,63	
9,15	5,79	
6,68	4,68	
3,95	2,67	
2,51	1,32	
1,13	0,0	
Promień kr. nat.		1,5



1. Profil z klapą Fowlera



2. Geometria slotu konwencjonalnego



3. Określenie optymalnych położenia slotu specjalnego

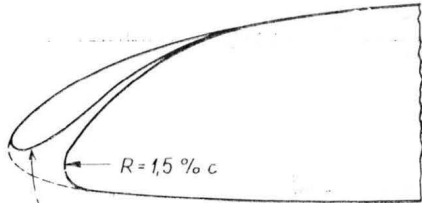
1. Profil skrzydła wyjściowy: Clark Y (współrzędne podane w tabelicy 1).

U w a g a: cięciwa odniesienia nie przechodzi przez nosek profilu, lecz jest styczna do płaskiego spodu profilu.

2. Kłapa Fowlera: o profilu Clark Y (tabelica 1). Wymiary i położenie optymalne dla $C_{z \max}$ podano na rysunku 1.

3. Słot konwencjonalny (Handley-Page): wymiary obciążenia noska profilu skrzydła i zalecane położenie slotu podano na rysunku 2.

4. Słot specjalny: profil NACA nr 22; współrzędne podano w tabelicy 1, cięciwa 14,5% cięciwy skrzydła (przed obciążeniem noska). Obciążenie noska profilu Clark Y jak dla slotu konwencjonalnego; dodatkowo nosek zaokrąglony promieniem 1,5% c. Optymalne położenia robocze podano na rys. 3. Położenie przelotowe (schowane) — rys. 4.



4. Słot schowany przyłożony do profilu Clark Y

Zestawienie wyników

U w a g a: wartości $C_{x \min}$ dla slotu konwencjonalnego i kłapy Fowlera podano z pominięciem wpływu nieszczonego przylegania. Graficzne zestawienie wyników podano na rysunku 5.

K. D.

(wg NACA TN 1933 nr 459 Weick F. E. i Platt R. C.: *Wind-tunnel Tests on Model Wing with Fowler Flap and Specially Developed Leading-edge Slot*)

ERRATA

W numerze 2/73 w Pomocach Konstrukcyjnych na str. 17 wkradły się następujące błędy:

— szp. 1, w. od dołu 20 jest 20HNZA, powinno być 20HN3A
— omyłkowo podano, że stop H20N80T jest stałą — a jest to stop niklowy (nimonic)

— omyłkowo podano, że stale typu 18-8 (np. H18N9T) są hartowane — a stale te są poddawane przesycaeniu i starzeniu, czyli utwardzaniu dyspersyjnemu.

W numerze 3/73

na str. 3 zamieszczono niewłaściwy znak lotniczy dla Szwecji, na str. 6 podano ...cena śmigłowców średniej wielkości wynosi 300—400 tys. zł, a powinno być ...cena śmigłowców średniej wielkości wynosi 300—400 tys. dol.

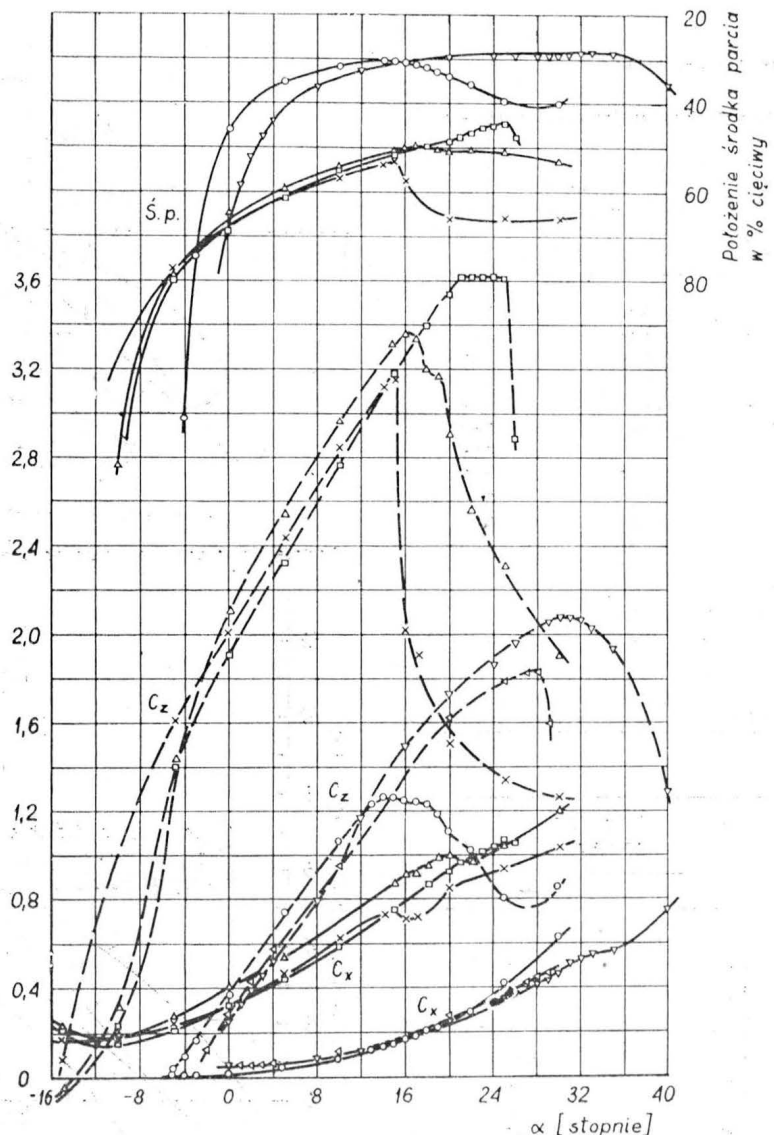
W numerze 3 i 4/73 nie podano nazwiska Autora rysunku na I str. okł., K. Cieślak, za co Autora przepraszamy.

Tabela 2

	Odniesione do powierzchni wyjściowej	Odniesione do powierzchni rzeczywistej	$C_{x \min}$
	$C_{z \max}$		
Profil wyjściowy	1,27	1,27	0,0156
Profil + slot konwencjonalny	1,84	1,63	0,0156
Profil + slot specjalny	2,08	1,87	0,0182
Profil + kłapa Fowlera	3,17	2,26	0,0156
Profil + kłapa + slot specjalny	3,62	2,40	0,0182

Tabela 3. Optymalne kąty ustawienia slotu specjalnego dla różnych położań krawędzi spływu slotu

Punkt wg rys. 3	A	C	D	E	F	H	I	J
Skrzydło ze slotem	-22,5	30	27,5	30	32,5	45	55	50
Skrzydło ze slotem i kłapą Fowlera	30	37,5	35	37,5	40	47,5		



- o Profil Clark Y bez mechanizacji
- x Profil Clark Y z kłapą Fowlera
- v Profil Clark Y ze slotem specjalnym
- Δ Profil ze slotem konwencjonalnym
- ▲ Profil z kłapą i slotem konwencjonalnym
- ▣ Profil z kłapą i slotem specjalnym

5. Zestawienie wyników

Właściwości aerodynamiczne szybowców z profilem o zmiennej geometrii

Charakterystyka profilu

Profile szybowcowe, które umownie nazwać można „kłapowymi”, opracowane zostały tak, aby przy zmianie ich wysklepienia uzyskać wysokie wartości współczynnika siły nośnej przy jednoczesnej maksymalnej redukcji współczynnika oporu przez zachowanie jak najszerzej niecki laminarnej.

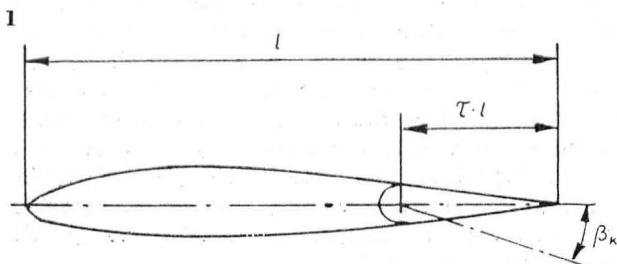
Zgodnie z regułami taktyki lotów szybowcowych, o sukcesie decyduje uzyskanie jak największej prędkości przelotowej. Najkorzystniejszy jest więc układ, który umożliwi osiągnięcie zarówno wysokich współczynników siły nośnej przy umiarkowanych oporach w zakresie małej prędkości lotu (krążenie w kominie termicznym) jak i możliwie małych współczynników oporu w locie szybkim (przeskok międzykominowy lub dolot do mety), czyli w zakresie małych wartości współczynników siły nośnej. Ponieważ oba te postulaty, z punktu widzenia aerodynamiki profilu nieodkształcalnego, są sprzeczne ze sobą, do ich urzeczywistnienia konieczne jest stosowanie profilu z możliwością zmiany wysklepienia w locie. Jednym z układów tego typu jest profil kłapowy.

Dotychczasowe badania tunelowe profili szybowcowych o zmiennym wysklepieniu w wyniku zastosowania kłapy (rys. 1) pozwoliły na ustalenie optymalnych parametrów podstawowych:

- głębokości kłapy $\tau_k = 0,15$ do $0,20$
- kątów wychyleń kłapy β_k w zakresie od $+10^\circ$ do -10° .

Szerszy zakres wychyleń kłapy przy stosowaniu profili laminarnych pracujących w zakresie „szybowcowych” liczb Reynoldsa daje już efekty oporowo niekorzystne.

Jako przykład na rysunku 2 przedstawiono charakter krzywych współczynników aerodynamicznych kłapowego profilu FX 67-K-150 opracowanego w NRF przez F. X. Wortmanna, profil ten jest jednym z układu profili wykorzystanych w skrzydle polskiego wysokowyczynowego szybowca zawodniczego z tworzyw sztucznych SZD-37 Jantar. Charakterystyki te stanowią wycinki pełnych biegunowych profili w zakresach współczynnika siły nośnej odpowiadających fazom lotu: wolnego, średniego i szybkiego; łącznie obejmują one cały zakres prędkości lotu. Każdemu

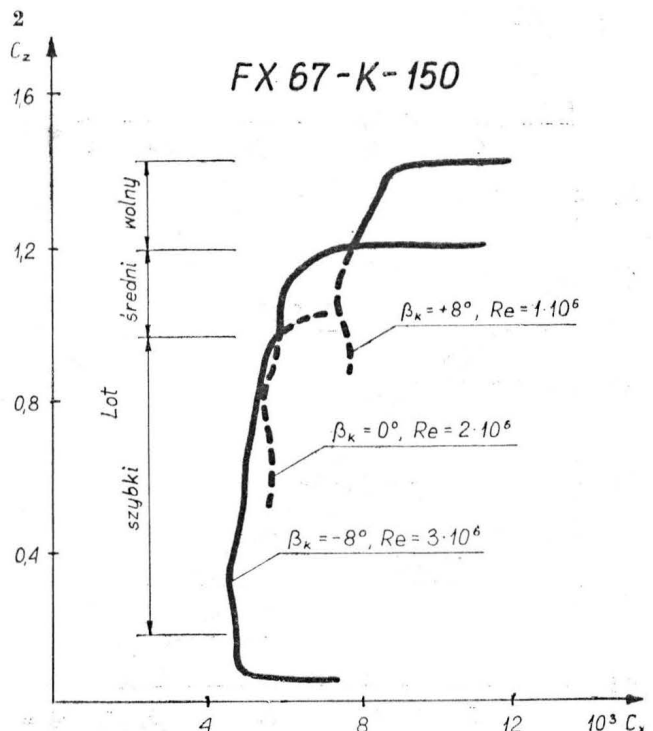


W szybowcach wysokowyczynowych klasy otwartej coraz powszechniej stosowane są kłapy zmieniające geometrię profilu przez zwiększenie i zmniejszenie jego wysklepienia. Układ ten umożliwia zwiększenie osiągnięć szybowca dzięki korzystnej modyfikacji kształtu biegunowej prędkości za pomocą zmian cech aerodynamicznych profilu skrzydła w porównaniu z wyjściowym profilem niezalaminowanym.

Profile opracowano na bazie laminarnych profili NACA, w których dzięki drobnym, ale istotnym zmianom kształtu uzyskano korzystny efekt wzajemnej relacji współczynników siły nośnej i oporów.

z przedziałów odpowiadają właściwe wychylenia kłapy i liczby Reynoldsa. Przedstawione krzywe odpowiadają wychyleniu zerowemu oraz wychyleniom granicznym $+8^\circ$ i -8° zastosowanym w szybowcu Jantar. Przedłużenie wycinków biegunowych poza charakterystyczne zakresy (linie kreskowane) umożliwia zorientowanie się w korzyściach aerodynamicznych uzyskiwanych przez zmianę geometrii profilu w poszczególne fazy lotu. W locie wolnym przy kłapie wychylonej na $+8^\circ$ wykorzystywany jest wysoki współczynnik siły nośnej kosztem większej wartości współczynnika oporu w porównaniu z wychyleniem kłapy o kąt -8° . Natomiast w locie szybkim, wymagającym mniejszych wartości współczynnika siły nośnej wykorzystany zostaje efekt dodatkowo zmniejszonego oporu dla wysklepienia zmniejszonego w stosunku do wyjściowego profilu; w wyniku daje to bardziej płaski przebieg biegunowej prędkości.

Konstruktor decydując się na zastosowanie profilu o zmiennej geometrii musi znać jego pełną charakterystykę. Najpewniejszą drogą jest wykonanie kompletu dmuchań tunelowych dostarczających danych pewnych i sprawdzonych. Jednakże praktyczna realizacja badań w Polsce natrafia na podstawową trudność z uwagi na brak u nas tunelu o małej turbulencji, który mógłby dawać poprawne wyniki w zakresie liczb Reynoldsa, przy których lata szybowiec. Aby wyznaczyć optymalny wariant doboru profili skrzydła, konstruktor musi rozważyć wiele układów,



dokonując analizy wśród wielu znanych z publikacji profili niezłamanych o przebadanych charakterystykach. Orientacyjne obliczenia wymagają zastosowania metod umożliwiających przybliżone określenie zmian własności profili po załamaniu ich przez wychylenie kłapy, a więc po zmianie wysklepienia.

Współczynniki aerodynamiczne profili

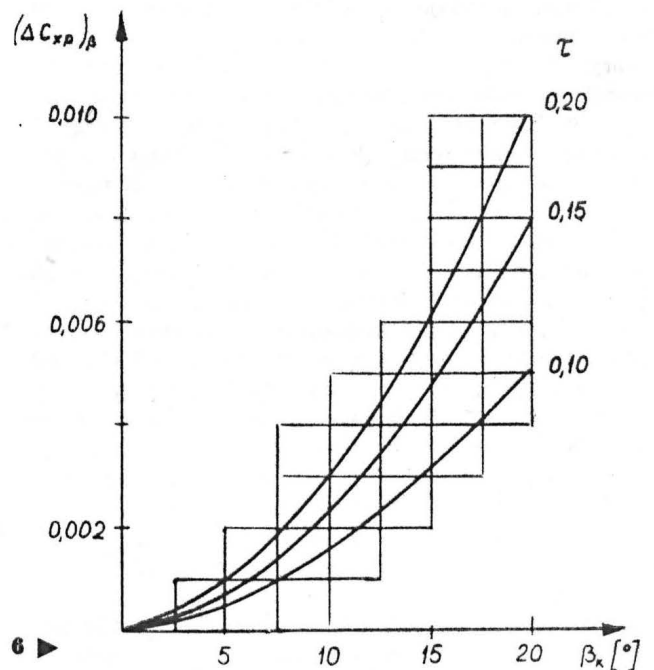
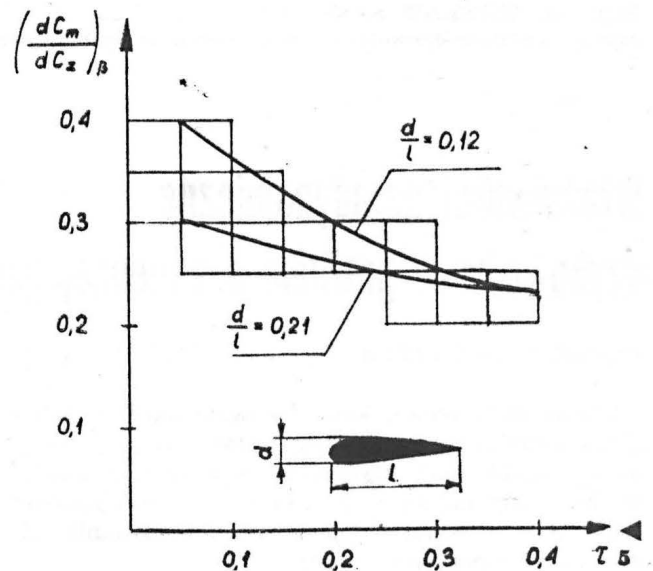
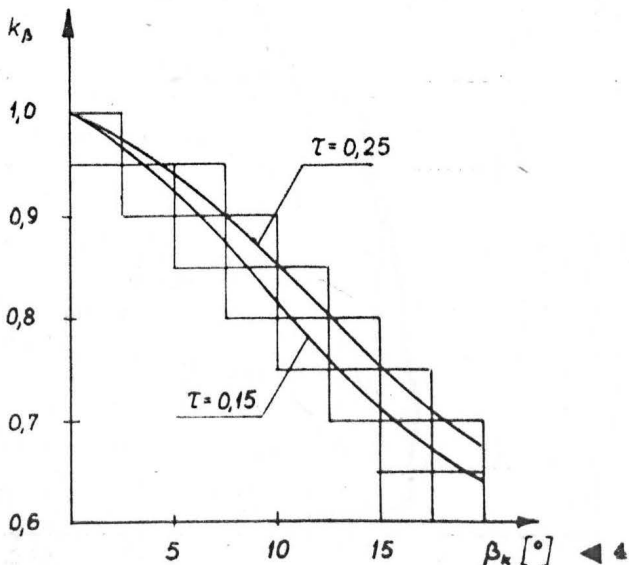
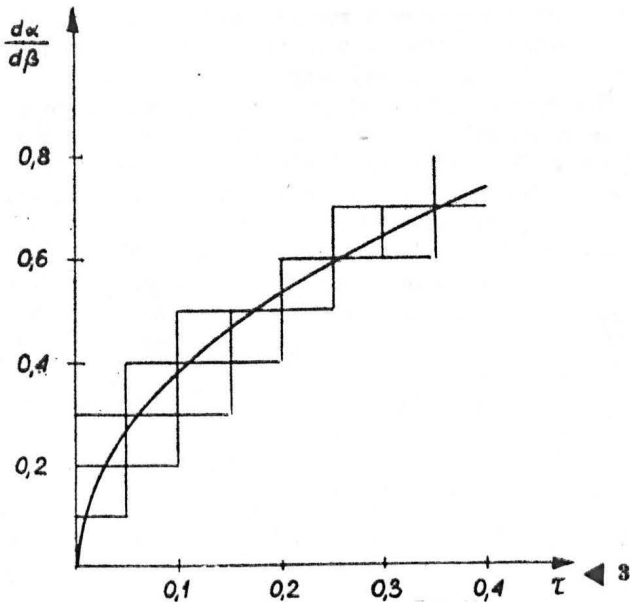
Znając przebieg zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia dla profilu wyjściowego ($\beta_k = 0^\circ$) spodziewany przyrost współczynnika siły nośnej przy wychyleniu kłapy, można określić z zależności:

$$\Delta C_z = \frac{dC_z}{d\alpha} \left(\frac{d\alpha}{d\beta} \right)_\tau \cdot k_\beta \cdot \beta_k$$

gdzie:

$\left(\frac{d\alpha}{d\beta} \right)_\tau$ — pochylenie charakterystyki $\alpha = f(\beta_k)$ (wynikającej z zależności geometrycznych) wg rys. 3.

k_β — współczynnik doświadczalny wpływu wychylenia kłapy wg rys. 4



Zmiana momentu pochylającego profilu względem punktu leżącego w 25% cięciwy wskutek wychylenia kłapy wynosi:

$$\Delta C_m = \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_\beta \Delta C_z$$

gdzie orientacyjną wartość $\frac{dC_m}{dC_z}$ podano na rys. 5.

Znacznie kłopotliwsze jest określenie wartości przyrostu współczynnika oporu profilowego w wyniku wychylenia kłapy. O ile przy wychyleniach kłapy do dołu (wzrost wysklepienia) posłużyć się można wykresem przyrostu (rys. 6), to przy ujemnych wychyleniach kłapy zachodzi zjawisko zmniejszania wysklepienia i przebieg charakterystyki oporowej trudny jest do przewidzenia, albowiem przy szybkościowych liczbach Reynoldsa bywa często nietypowy. Przybliżone ustalenie oporu może więc być dokonane tylko przez analogię do znanych przebiegów dla profili dmuchanych w tunelach.

Charakterystyka skrzydła

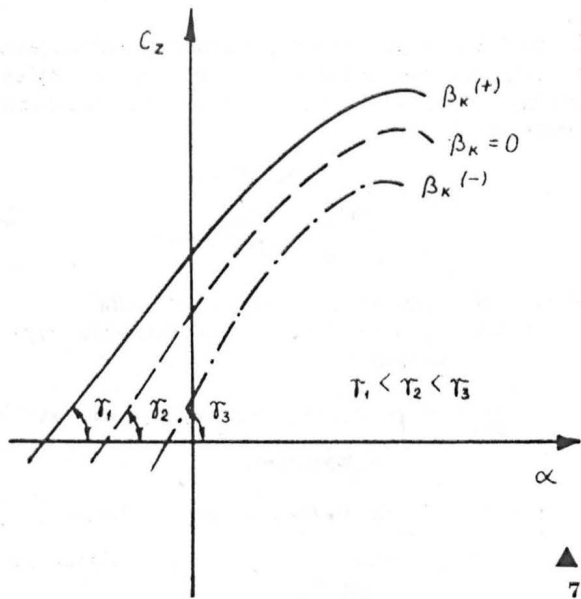
Zastosowanie profilu o zmiennej geometrii w skrzydle szybowca o skończonym wydłużeniu λ powoduje zmiany wynikające z pojawienia się indukowanego kąta natarcia i indukowanego oporu.

Kąt natarcia dla skrzydła wynosi:

$$\alpha = \alpha_{\infty} + \frac{2C_z}{\pi\lambda_{ef}}$$

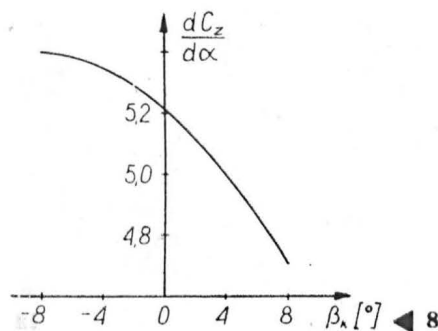
gdzie: α_{∞} — kąt natarcia dla skrzydła o wydłużeniu nieskończonym,
 λ_{ef} — efektywne wydłużenie ujmujące wpływ obrysu.

Ponieważ zmiany wysklepienia profilu powodują zmiany współczynnika siły nośnej bez zmiany poło-



żenia cięciwy profilu względem kierunku przepływu, zachodzi zjawisko zmiany pochylenia charakterystyki $C_z = f(\alpha)$. W stosunku do charakterystyki profilu niezalamanego wychylenie klapy do dołu powoduje spadek gradientu $\frac{dC_z}{d\alpha}$, natomiast wychylenie do góry jego wzrost (rys. 7). Przebieg tej zmiany w przypadku profili zastosowanych w szybowcu Jantar obrazuje rysunek 8.

Fakt ten zmienia charakterystykę pilotażową szybowca i tak np. podczas lotu w atmosferze burzliwej z prędkością V po napotkaniu podmuchu o intensywności U dochodzi do zaburzenia spowodowanego przyrostem współczynnika siły nośnej:



$$\Delta C_z = \frac{dC_z}{d\alpha} \text{ arc tg } \frac{U}{V}$$

gdzie wartość $\frac{dC_z}{d\alpha}$ jest różna dla różnych położeń klapy β_k .

Sumaryczny opór skrzydła o skończonym wydłużeniu w stosunku do oporu skrzydła o wydłużeniu nieskończonym doznaje przyrostu wynikającego ze zmiany wysklepienia oraz oporu indukowanego:

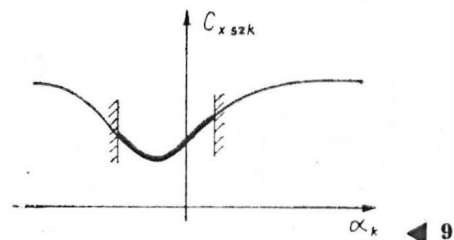
$$\Delta C_x = (\Delta C_x)_{\beta k} + \frac{C_z^2}{\pi\lambda_{ef}}$$

Charakterystyka szybowca

O charakterystyce szybowca decyduje jego opór sumaryczny:

$$C_{x\text{szyb}} = C_{x\text{skrzydła}} + C_{x\text{szkodliwy}}$$

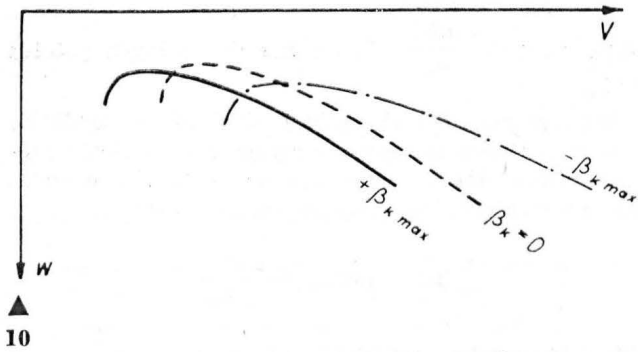
Wnioskiem z tej zależności jest dążenie do zaprojektowania szybowca o jak najmniejszym oporze szkodliwym. Głównym źródłem oporu szkodliwego w nowoczesnych szybowcach o maksymalnie gładkiej powierzchni zewnętrznej i laminarnych profilach ustereżni jest kadłub. Stosowane ostatnio powszechnie kadłuby o kształcie kijankowym oraz układy ustereżni typu T mają charakterystykę oporową o wyraźnie zarysowanej niecce niskooporowej (rys. 9). Aby zminimalizować opory szkodliwe należy zachować kąty natarcia kadłuba w granicach objętych tą niecką. Postulat ten daje się zrealizować właśnie w przypadku układów stosujących zmienność geometrii profilu w locie. Zmiany prędkości lotu, a więc współczynnika siły nośnej mogą być w pewnym zakresie dokonywane przez same tylko zmiany wysklepienia profilu, bez zmiany położenia cięciwy profilu podstawowego związanego sztywno z kadłubem. A zatem cały zakres zmian prędkości lotu od V_{\min} do V_{\max} można zamknąć w niewielkim zakresie zmian kąta



natarcia całego szybowca, stosując jedynie zmiany wysklepienia profilu. Jest to dodatkowy zysk pozwalający na dalsze podniesienie osiągnięć szybowca.

Biegunowa prędkości

Zmienność geometrii profilu w locie wpływa w zasadniczy sposób na kształt biegunowej prędkości szybowca. Mamy tutaj do czynienia jak gdyby z całą rodziną różnych szybowców, albowiem każde położenie klapy daje inny profil, zmodyfikowany względem profilu podstawowego. W rezultacie uzyskuje się pęk biegunowych prędkości, odpowiadających poszczególnym wychyleniom klapy. Przy układzie kinematycznym pozwalającym na stosowanie ciągłej zmiany wychyleń klapy uzyskuje się nieskończoną liczbę bie-



gunowych prędkości w przedziale między wychyleniami granicznymi. Teoretycznie optymalne osiągi wystąpiłyby na obwiedni pęku biegunowych przy dostatecznej umiejętności pilota koordynowania ruchów dźwigni napędu kłap i drążka sterowego. W praktyce jednak stosuje się stopniowanie wychyleń, aby ułatwić ich blokowanie w wyznaczonych położeniach i aby uwaga pilota nie była absorbowana w sposób ciągły.

Aby maksymalnie wykorzystać efekt zmienności geometrii profilu, stosuje się wysklepianie na całej rozpiętości płata wciągając łótkę do współpracy z kłapą, oczywiście kosztem komplikacji konstrukcyjnych w łańcuchu napędowym łotki.

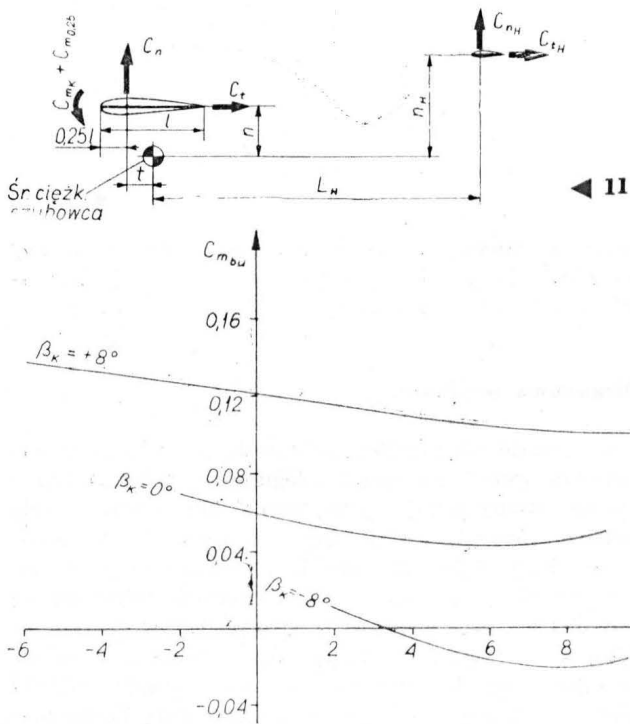
Charakter przebiegu biegunowej prędkości dla skrajnych wychyleń kłapy i układu podstawowego przedstawia rysunek 10.

Równowaga szybowca

Charakterystycznymi wartościami określającymi równowagę podłużną szybowca są:

- moment szybowca bez usterzeń ($C_{m_{bu}}$)
- kąt wychylenia steru wysokości niezbędny do zachowania równowagi podłużnej (β_{Hr}).

Zgodnie z oznaczaniem na rys. 11 uproszczona zależność na wielkość współczynnika momentu pochy-



lającego dla szybowca bez usterzeń dla konfiguracji wyjściowej ($\beta_k = 0$) wyraża się wzorem:

$$C_{m_{bu}} = C_{m_k} + C_{m_{0,25}} - C_n \frac{t}{l} - C_t \frac{n}{l} - C_{t_H} \frac{H}{l}$$

gdzie ostatni człon jest istotny dla szybowców z usterzeniem o układzie T (praktycznie jest dołączony do $C_{m_{bu}}$). W równaniu tym współczynnik momentu kadłuba:

$$C_{m_k} = C_{m_{ok}} + \frac{dC_{m_k}}{dC_n} C_n$$

zmienia się wraz ze zmianą współczynnika siły normalnej C_n , niezależny od kąta natarcia pozostaje tylko człon $C_{m_{ok}}$. Zmianom ulegają również wielkości C_t oraz C_{t_H} , przy czym ta ostatnia jest także funkcją kąta wychylenia steru wysokości niezbędnego do równowagi. Przez l oznaczono średnią cięciwę odniesienia.

Z wartości współczynnika momentu pochylającego dla szybowca bez usterzeń wynika kąt wychylenia steru wysokości niezbędny do zachowania równowagi podłużnej:

$$\beta_{Hr} = \frac{C_{m_{bu}} \cdot S \cdot l}{\frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} S_H L_H}$$

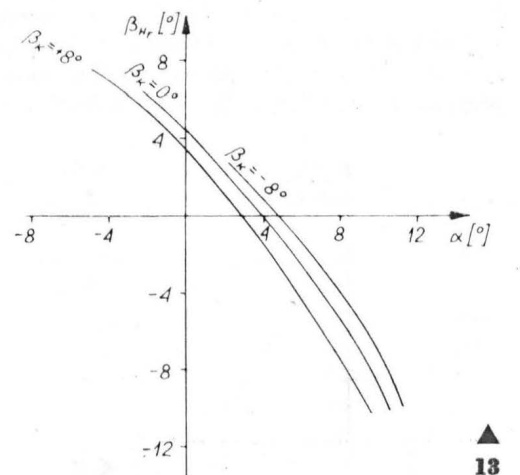
gdzie: S — powierzchnia nośna skrzydła
 S_H — powierzchnia nośna usterzenie wysokości

$\frac{dC_{z_H}}{d\alpha_H}$ — pochylenie krzywej wyporu usterzenia wysokości

$\frac{d\alpha_H}{d\beta_H}$ — zmiana kąta natarcia usterzenia wysokości w wyniku wychylenia steru o kąt β_H .

Przytoczone powyżej wzory pozwalają na wyznaczenie przebiegu $C_{m_{bu}}$ oraz β_{Hr} w funkcji kąta natarcia lub C_z , przy czym wartości współczynników C_n , C_t , $C_{m_{0,25}}$ i C_{m_k} należy wyznaczyć w oparciu o przyrosty powodowane przez wychylenie kłapy: ΔC_z , ΔC_x , ΔC_m omówione poprzednio.

Charakter przebiegu obu wartości charakterystycznych dla równowagi podłużnej wyznaczonych dla szybowca SZD-37 Jantar przedstawiono na wykresach (rys. 12 i 13).



Współrzędne geometryczne profilu FX 67-K-150

x	y_g	y_d	x	y_g	y_d	x	y_g	y_d
0,9989	0,00026	0,00007	0,62941	0,10025	-0,01967	0,19562	0,09663	-0,02474
0,99039	0,00233	0,0006	0,59755	0,10702	-0,02130	0,17033	0,09027	-0,02368
0,97347	0,00599	0,00142	0,56526	0,11269	-0,02274	0,14645	0,08348	-0,02246
0,94844	0,01130	0,00193	0,53270	0,11716	-0,02399	0,12408	0,07629	-0,02107
0,91573	0,01856	0,00157	0,50000	0,12041	-0,02504	0,10332	0,06882	-0,01955
0,87592	0,02809	-0,00006	0,46730	0,12239	-0,02588	0,08427	0,06110	-0,01788
0,85355	0,03394	-0,00148	0,43474	0,12318	-0,02653	0,06699	0,05327	-0,01611
0,82967	0,04065	-0,00334	0,40245	0,12285	-0,02698	0,05156	0,04536	-0,01422
0,80438	0,04827	-0,00559	0,37059	0,12152	-0,02724	0,03806	0,03752	-0,01224
0,77779	0,05670	-0,00813	0,33928	0,11928	-0,02730	0,02653	0,02992	-0,01015
0,75000	0,06570	-0,01080	0,30866	0,11619	-0,02717	0,01704	0,02284	-0,00804
0,72114	0,07490	-0,01339	0,27886	0,11230	-0,02684	0,00961	0,01566	-0,00607
0,69134	0,08395	-0,01575	0,25000	0,10771	-0,02632	0,00428	0,00989	-0,00375
0,66072	0,09249	-0,01784	0,22221	0,10246	-0,02562	0,00107	0,00462	-0,00145

Wnioski

Zastosowanie profilu o zmiennej geometrii w locie otworzyło nową drogę w dziedzinie zwiększenia osiągnięć szybowców klasy otwartej. Koncepcja ta oferuje następujące efekty:

- możliwość wykorzystania wielkości współczynnika siły nośnej właściwego dla określonego zakresu prędkości lotu,
- uzyskanie możliwie najmniejszego współczynnika oporu przy wymaganej wartości współczynnika siły nośnej,
- wyeliminowanie dużych zmian kąta natarcia kadłuba przy zmianach prędkości lotu,
- doprowadzenie dzięki temu do korzystnego przebiegu biegunowej prędkości szybowca, szczególnie w zakresie lotu szybkiego, przy jednocześnie korzystnej charakterystyce krążenia w kominie termicznym.

Oczywiście optymalizacja taka pociąga za sobą zwiększenie komplikacji konstrukcji, szczególnie układów napędowych oraz zawieszania klap i klapoletek. Konieczne jest także opanowanie metod technologicznych zapewniających wysoką wierność produkcyjnego odwzorowywania profilu. Możliwości takie stwarza zastosowanie tworzywa szklano-epoksydowe-

go o dużej stabilności kształtu i względnej łatwości odtwarzania powierzchni nierozwijalnych.

Dalszy postęp w dziedzinie aerodynamiki profilu o zmiennej geometrii w locie wymaga podjęcia badań tunelowych, których celem będzie opracowanie nowych rodzin profili na drodze modyfikacji już istniejących szybowcowych profilu laminarnych oraz określenia dla nich optimum cięciwy kłapy i kątów wychyleń. Badania takie muszą określić pełny zestaw współczynników aerodynamicznych profilu. Podjęcie decyzji co do wyboru profilu dla nowej konstrukcji możliwe jest jedynie w oparciu o sprawdzone dane pomiarowe, o ile prototyp ma spełnić założenia poczynione przez konstruktora w fazie projektu wstępnego. Decyzja, jaki profil zastosować, jest kamieniem węgielnym całości zagadnienia.

Literatura

1. Janik F.: *Charakterystyka profili załamanych* „Zeszyty Instytutu Lotnictwa” 1957 nr 4
2. Profilmessungen Inst. f. Aerodynamik und Gasdynamik, Technische Hochschule, Stuttgart 1967
3. Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego — Dział „G” — Szybowce

Dokończenie ze str. 13

AMATORSKI SAMOŁOT...

Dane techniczne

Wymiary

Rozpiętość	7,60 m
Cięciwa	1,00 m
Powierzchnia nośna	7,50 m ²
Wydłużenie	7,7
Długość	4,88 m
Wysokość	1,40 m
Rozpiętość usterzenia poz.	2,05 m
Średnica śmigła	1,06 m
Powierzchnia usterzenia poz.	1,33 m ²
Powierzchnia steru wys.	0,64 m ²
Powierzchnia usterzenia pion.	0,82 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,30 m ²
Powierzchnia lotek	0,72 m ²

Ciężar i obciążenia

Ciężar własny	150 kG
Ciężar całkowity (maks.)	270 kG
Obciążenie powierzchni	36 kG/m ²
Obciążenie mocy	9 kG/KM

Osiągi (w locie silnikowym)

Prędkość maks.	130 km/h
Prędkość przelotowa	110 km/h
Prędkość przeciągnięcia	60 km/h
Wznoszenie	3 m/s
Pałap praktyczny	3000 m
Zasięg (przy prędk. 110 km/h)	250 km
Czas trwania lotu	2,5 h

Inż. TOMASZ SMOLICZ

Nawigacja samolotu w układzie siatkowym

Rozwój komunikacji lotniczej na długich trasach łączących Europę z Kanadą, Alaską i Japonią spowodował konieczność bezpośrednich przelotów nad obszarami położonymi na północ od 60 równoleżnika i rejonem bieguna północnego.

Niebawem zorientowano się, że prowadzenie nawigacji w klasycznym układzie kompasu magnetycznego lub girokompasu (giroskopu korygowanego kompasem magnetycznym) jest bardzo utrudnione, a nawet niemożliwe ze względu na duże wartości deklinacji magnetycznych i szybko zmieniające się anomalie magnetyczne.

Równocześnie prowadzenie nawigacji za pomocą swobodnego giroskopu kierunkowego w układzie geograficznym napotyka na duże trudności spowodowane przede wszystkim zbyt szybką zmianą zbieżności południków geograficznych, by mogły być one traktowane jako linie odniesienia do obliczenia kursu leżącego samolotu oraz zbyt małą w tych rejonach prędkością unoszenia Ziemi ($15^\circ \cdot \cos \varphi / h$), by efekt jej mógł być wykorzystany do wyosiowania giroskopu w płaszczyźnie południka geograficznego.

Uniknąć powyższych trudności można prowadząc nawigację w układzie siatkowym (*grid navigation*), w którym za linię odniesienia dla obliczania kursów trasy przyjmuje się linie równoległe (na mapie) do dowolnie obranego południka odniesienia (*reference meridian*, *opornyj meridian*), zapewnić jednak należy dokładne ustawienie osi głównej układu giroskopowego wzdłuż tego południka. Dlatego chętnie przyjmuje się za południk odniesienia magnetyczny południk miejsca startu (łatwość dokładnego ustawienia układu giroskopowego według układu magnetycznego), czasem południk miejsca lądowania lub inny wygodny południk (np. leżący w połowie trasy w przypadku długiego lotu w kierunku równoleżnikowym).

Przyjęcie dowolnego południka jako południka odniesienia wymaga przeprowadzenia przed lotem wielu pracochłonnych obliczeń po to, by przejść z planowanej trasy podanej we współrzędnych geograficznych do właściwych kursów trasy, właściwych namiarów sprawdzających, a nawet prognozowanych kierunków wiatrów w układzie przyjętego południka odniesienia. W przypadku zmiany trasy lotu podczas lotu wykonanie tych obliczeń jest wręcz niemożliwe.

Dla rejonu północnego Atlantyku oraz rejonów podbiegunowych wiele specjalistycznych wydawnictw kartograficznych wydaje mapy nawigacyjne zaopatrzone w siatkę linii przeprowadzonych równoległe do przyjętego przez wydawcę południka będącego południkiem odniesienia.

Tego typu mapa nawigacyjna pozwala na odczytywanie bezpośrednio z mapy prawidłowych wartości kursów (stałych dla dowolnie przyjętej ortodromy), namiarów pozycyjnych oraz różnic katowych pomiędzy wskazaniami układu giroskopowego i układu magne-

Z uruchomieniem przez PLL Lot nowych połączeń lotniczych przez Atlantyk konieczne stało się stosowanie nowego sposobu nawigacji — w układzie siatkowym.

W artykule przedstawiono jej zasady, która różni się od stosowanej dotąd nawigacji przyjęciem jako południka odniesienia magnetycznego południka miejsca startu, lądowania lub inny dowolny południk. Odczytanie prawidłowych wartości kursów umożliwiającą specjalne mapy nawigacyjne.

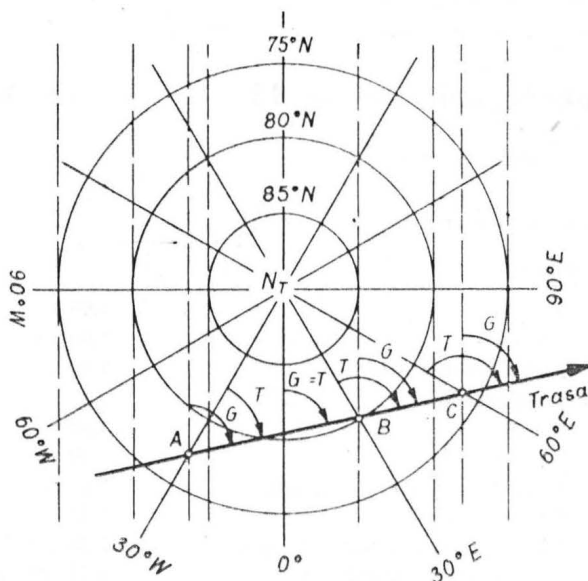
Podano m. in. przykłady obliczeń dla lotów przez Północny Atlantyk i zwrócono uwagę na zasadnicze czynniki, które zapewniają dokładność nawigacji w układzie siatkowym.

tycznego, będących istotną informacją o prawidłowym przebiegu prowadzonej nawigacji.

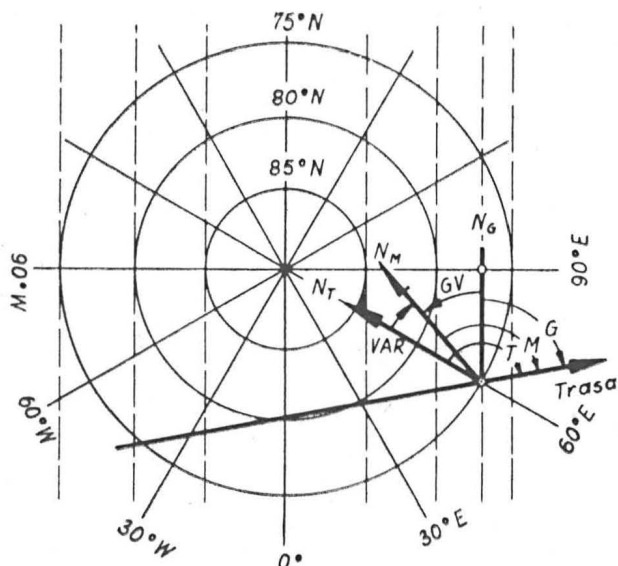
Do przelotów północnego Atlantyku najczęściej stosowanymi mapami nawigacyjnymi do nawigacji siatkowej są mapy w odwzorowaniu Lamberta (rzut stożkowy normalny o dwu standardowych równoleżnikach), w których za linię odniesienia przyjęto rzut południka Greenwich. Stosuje się również mapy Merkatora (rzut walcowy ukośny) o siatce linii odniesienia prostopadłej do wielkiego koła będącego linią styczności rzutu. Do lotów polarnych z zasady stosuje się mapy w odwzorowaniu biegunowym stereograficznym z siatką równoległą do południka Greenwich.

Rysunek 1 przedstawia schematycznie mapę w odwzorowaniu biegunowym stereograficznym z naniesioną (liniami przerywanymi) siatką linii odniesienia równoległą do południka Greenwich. Trasa lotu jest ortodromą odwzorowującą się w tym rzucie niemal jako linia prosta. Trasa przebiega pod stałym kursem w stosunku do siatki linii przeniesionego równoległe południka odniesienia (kurs (*Grid*) przy zmieniającym się kursie w stosunku do południków geograficznych (kurs *True*).

Na rysunku 2 przedstawiono trasę samolotu, którego aktualna pozycja wynosi 75N/060E. Literami *T*, *M*,



1. Oznaczenia: G° — kurs *Grid* wg przeniesionego równoległe południka 0° , T° — kurs *True* wg południka geograficznego pozycji samolotu



2. Oznaczenia: N_T — kierunek północny w układzie geograficznym, N_M — kierunek północny w układzie magnetycznym, N_G — kierunek północny w układzie siatkowym wzgl. południka 0° , T — kurs geograficzny, M — kurs magnetyczny, G — kurs siatkowy wzgl. przeniesionego południka 0° , VAR (Variation) — deklinacja magnetyczna, GV (Grid variation) — griwacja

G oznaczono kursy samolotu mierzone kolejno w układzie geograficznym, magnetycznym i siatkowym względem południka Greenwich. Równocześnie przedstawiono deklinację magnetyczną punktu pozycji samolotu (VAR), która w tym przypadku jest deklinacją wschodnią (E). Kąt pomiędzy kierunkiem północy w układzie siatkowym (N_G) i kierunkiem północy magnetycznej (N_M) nosi nazwę griwacji (GV), która w tym przypadku jest griwacją zachodnią (W). Na mapach z naniesionym układem siatkowym są podane również linie o stałej griwacji — izogriwy poza zwykle naniesionymi liniami o stałej deklinacji magnetycznej — izogonami. Oczywiście na południku odniesienia kierunek północy geograficznej (N_T) i północy siatkowej (N_G) pokrywają się, zatem wartości deklinacji magnetycznej (VAR) są również griwacji (GV).

Wykonując przelot w układzie siatkowym kąt będący różnicą pomiędzy wskazaniem kursowego układu giroskopowego i kursowego układu magnetycznego ma wartość griwacji odczytanej z mapy dla odpowiedniej pozycji samolotu.

Przed wykonaniem przelotu w układzie siatkowym należy dokonać wstępnych obliczeń, by właściwie ustawić kursowy układ giroskopowy względem południka odniesienia, tak by samolot przecinając południk odniesienia miał wskazania północy giroskopowego układu kierunkowego zgodne z kierunkiem północy południka odniesienia. W przypadku przelotów Europa — Ameryka nad północnym Atlantykiem wygodne jest przyjęcie za południk odniesienia południka Greenwich i wykonanie nawigacji siatkowej na mapach przystawianych do tego celu.

Dla startu z Warszawy, która znajduje się poza pokryciem nawigacyjnych map atlantyckich, należy wstępnie obliczyć griwację lotniska w Warszawie.

Ponieważ griwacja jest algebraiczną sumą kąta zbieżności pomiędzy południkiem odniesienia a południkiem miejsca pozycji samolotu i deklinacji magnetycznej tego miejsca:

$$GV = \pm \gamma \pm VAR$$

obliczenie to wymaga ustalenia kąta zbieżności południków na drodze rachunkowej (zbieżność połud-

ników projektowanych na mapie jako przecinające się w biegunie linie proste nie odpowiada rzeczywistej wartości zbieżności południków rzeczywistych). Rysunek 3 przedstawia schemat obliczenia właściwego ustawienia kursowego układu giroskopowego tuż przed startem samolotu. Samolot stojąc przed startem na drodze startowej 15 powinien mieć wskazania kursowego układu magnetycznego 149° , zaś układu giroskopowego $149 - \gamma + VAR$ przy geograficznym kursie pasa startowego 151° .

Znając deklinację magnetyczną dla Warszawy $VAR = 2^\circ E$ pozostaje do obliczenia zbieżność południków pomiędzy punktem startu Warszawa-Okęcie — A ($52^\circ 00'N/021^\circ 00'E$) i punktem przecięcia południka Greenwich — B np. ($56^\circ 00'N/000^\circ E$). Obliczenie można wykonać za pomocą jednego z podanych wzorów (rys. 4), które w tym przypadku dają jednakowe wyniki:

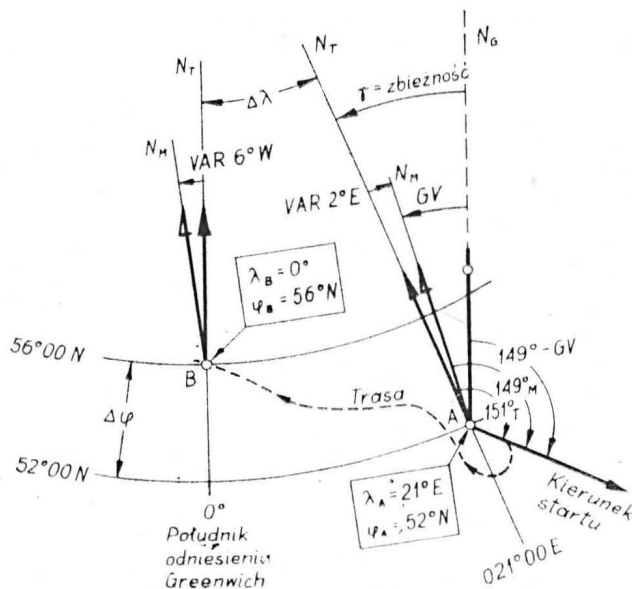
$$\gamma = \Delta\lambda \cdot \sin\left(\frac{\varphi_A + \varphi_B}{2}\right) = 21^\circ \cdot \sin 54^\circ = 17^\circ \quad (1)$$

$$\operatorname{tg} \frac{\gamma}{2} = \operatorname{tg} \frac{\Delta\lambda}{2} \cdot \sec \frac{\Delta\varphi}{2} \cdot \sin\left(\frac{\varphi_A + \varphi_B}{2}\right) = 0,1495 \quad (2)$$

$$\frac{\gamma}{2} = 8,51^\circ \quad \gamma = 17,02^\circ$$

zatem griwacja wynosi $GV = 17^\circ - 2^\circ = 15^\circ W$, zaś giroskopowy kurs startu w układzie siatkowym $149^\circ - 15^\circ = 134^\circ$.

Przecinając południk Greenwich istnieje możliwość sprawdzenia układu giroskopowego przez ustalenie pozycji samolotu nad południkiem Greenwich za pomocą radionamiarów (wyspy brytyjskie są silnie oprzyrządowane nawigacyjnie) i porównanie wskazań układu magnetycznego i giroskopowego, których różnica powinna być równa griwacji lub deklinacji magnetycznej miejsca przelotu południka Greenwich.

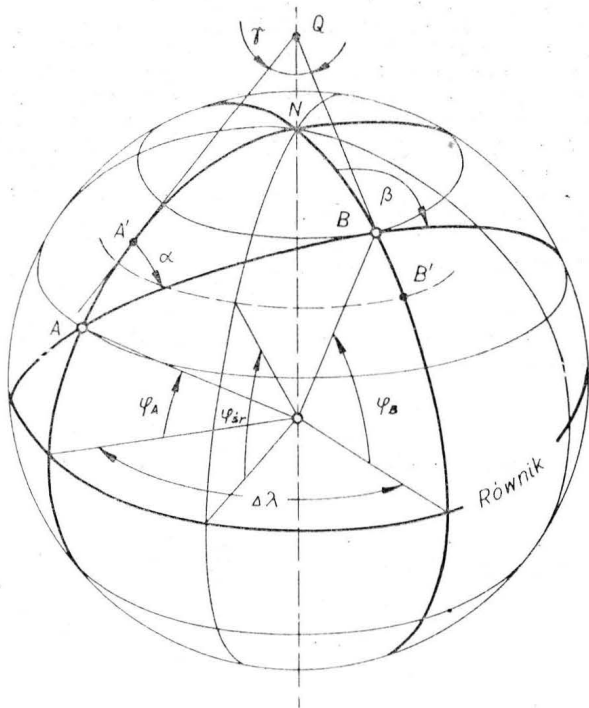


3. Dla punktu A

$$GV = \gamma^\circ - VAR$$

Kurs startu wynosi: $151^\circ T$
 $149^\circ M$

$$149^\circ - GV = 149^\circ - \gamma^\circ + VAR^\circ$$



4. Zbieżność południków γ dla punktów A i B:

$$\gamma = \sphericalangle A'Q'B' = \Delta\lambda \cdot \sin\left(\frac{\varphi_A + \varphi_B}{2}\right) \text{ (wzór przybliżony)}$$

$$\gamma = \sphericalangle \beta - \sphericalangle \alpha; \quad \text{tg } \frac{\gamma}{2} = \text{tg } \frac{\Delta\lambda}{2} \cdot \sec \frac{\Delta\varphi}{2} \cdot \sin\left(\frac{\varphi_A + \varphi_B}{2}\right)$$

WCT/856/K/hon./73

Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

Narada naukowo-techniczna nt. Przyszłość lotniska Warszawa-Okęcie

4 grudnia 1972 r. odbyła się w Warszawie lotniczna narada naukowo-techniczna nt.: *Przyszłość lotniska Warszawa-Okęcie*.

Organizatorem narady była Sekcja Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

W naradzie uczestniczyło 85 osób — zaproszonych gości oraz przedstawiciele uczelni, instytucji, przedsiębiorstw i środowisk technicznych.

Wygłoszono 3 referaty:

● Proponowane kierunki docelowego rozwiązania lotniska Warszawa-Okęcie — mgr inż. *Roman Baranowicz*

● Rozwój Warszawy a rozwój lotniska Warszawa-Okęcie — mgr inż. *Wojciech Mickiewicz*

● Ochrona środowiska przed uciążliwością hałasu wywoływanego ruchem lotniczym na lotnisku Warszawa-Okęcie — dr inż. *Tadeusz Rajpert*.

W dyskusji zabrało głos 16 osób. Wynikiem narady są przyjęte wnioski i postulaty, które są odzwierciedleniem opinii fachowych środowisk technicznych.

Wnioski

1. Lokalizacja lotniska Okęcie blisko centrum miasta i z możliwością wszechstronnego powiązania z układem komunikacji miejskiej (kolej, autobusy, środki komunikacji miejskiej) jest bardzo ko-

rzystna i ma decydujące znaczenie dla efektywności transportu lotniczego, szczególnie na krótkich i średnich dystansach.

2. Dla zabezpieczenia narastającego ruchu lotniczego i poprawy warunków bezpieczeństwa lotów należy prowadzić ciągłą modernizację lotniska Okęcie. Zakres modernizacji należy przystosować do potrzeb wynikających z osiągnięć przyszłych statków powietrznych, wymaganych systemów startu i lądowania oraz wielkości ruchu lotniczego.

3. Przepustowość lotniska Okęcie, po możliwych do wykonania modernizacjach istniejących dwóch skrzyżowanych, dróg startowych oraz rozbudowy zagranicznego i krajowego dworca lotniczego, już około 1980 roku będzie niewystarczająca dla zwiększonego transportu lotniczego i będzie hamować dalszy rozwój komunikacji lotniczej.

4. Dalszy wzrost przepustowości lotniska Okęcie nastąpić może przez budowę na terenach położonych na południe od lotniska nowej równoległej drogi startowej do obecnie eksploatowanej drogi startowej nr 1 oraz przez budowę nowego międzynarodowego dworca lotniczego. Rozwiązanie takie jest z technicznego punktu widzenia możliwe oraz spełni wymagania ruchu lotniczego, jak i powiązania lotniska z miastem.

5. Zanim zostanie podjęta decyzja o ustaleniu lotnisk dla Warszawskiego Ze-

spółu Miejskiego należy zastanowić się nad zakresem rozbudowy lotniska Okęcie dla ruchu krajowego i zagranicznego.

Reszerwując teren pod budowę trzeciej drogi startowej na lotnisku Okęcie należy uwzględnić skutki społeczne i finansowe rozwoju aglomeracji, pod kątem uciążliwości tej drogi startowej dla otoczenia lotniska.

6. Możliwość dalszego zwiększenia przepustowości lotniska Okęcie po jego pełnej rozbudowie łącznie z budową trzeciej drogi startowej zostanie wyczerpane około 1990 roku. Dla zaspokojenia potrzeb wiaźniwego rozwoju transportu lotniczego należy już obecnie ustalić korzystną względem miasta lokalizację i zarezerwować tereny pod budowę nowego lotniska dla Warszawy i ewentualną budowę lotnisk dla samolotów skróconego startu STOL i śmigłowców.

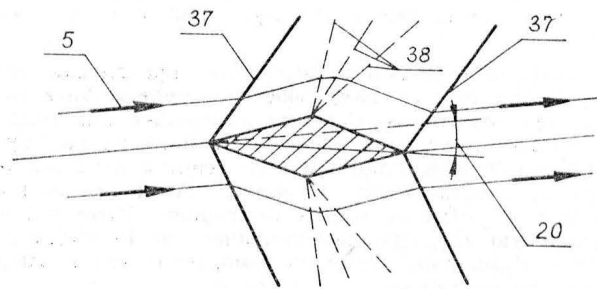
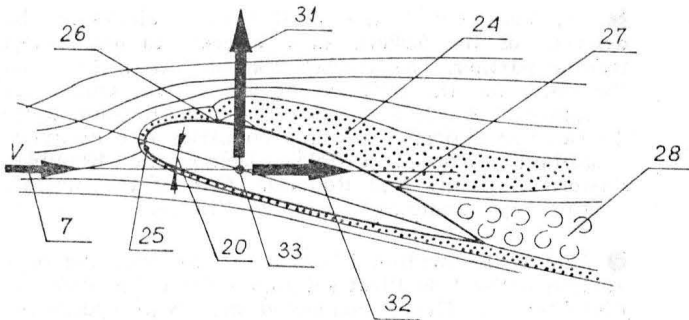
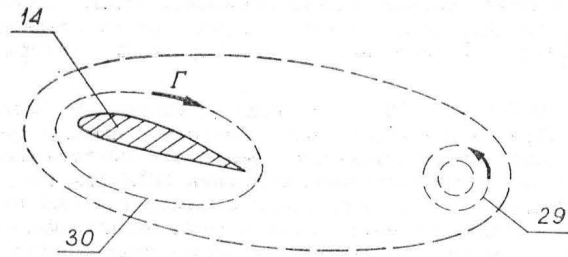
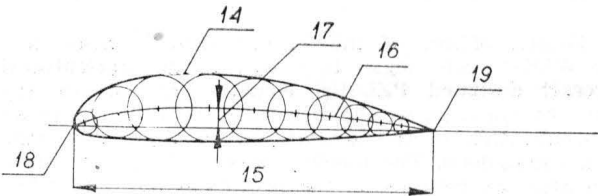
7. Zaleca się kontynuowanie studiów nad perspektywnym rozwojem węzła lotnisk Warszawskiego Zespołu Miejskiego oraz prowadzenie badań nad zmniejszeniem uciążliwości tych lotnisk dla otoczenia. Należy bieżąco wdrażać oszczędne środki zmierzające do zmniejszenia uciążliwości ruchu lotniczego zarówno w zakresie poprawy eksploatacji przyszłych statków powietrznych, jak i konstrukcji zabudowań w rejonie lotnisk, wykorzystując do tego celu osiągnięcia techniki światowej w tej dziedzinie.

Drugim czynnikiem jest rodzaj stosowanej mapy nawigacyjnej, wierność z jaką ortodroma planowanej trasy pokrywa się z linią prostą przyjętą na mapie za ortodromę.

Z tego też względu zaleca się w nawigacji siatkowej nad północnym Atlantykiem stosowanie map w odwzorowaniu stożkowym, o jak największej stałej stożka, dobór mapy do trasy, by ta przebiegała w pobliżu średniej szerokości pomiędzy standardowymi równoleżnikami rzutu mapy. Celowe jest stosowanie mapy w odwzorowaniu ukośnym Merkatora o linii stycznej rzutu zbliżonej do ortodromy planowanego lotu.

Równocześnie w miarę oddalania się od południka odniesienia rosną błędy nawigacji siatkowej, zaleca się więc, by południk odniesienia znajdował się pomiędzy południkiem startu a południkiem lądowania (najlepiej w połowie odległości), nigdy zaś „na zewnątrz” planowanej trasy.

Trzecim wreszcie czynnikiem jest błąd, z jakim początkowo ustawia się układ giroskopowy (w omawianym przypadku ustawienia dokonywano w stosunku do wskazań układu magnetycznego), a zatem błąd samego ustawienia układów i błąd wskazań układu magnetycznego.



Aerodynamika

- 1 — płyn
- 2 — ciecz
- 3 — gaz
- 4 — przepływ poddźwiękowy
- 5 — przepływ naddźwiękowy
- 6 — przepływ hipersoniczny
- 7 — prędkość przepływu
- 8 — lepkość
- 9 — gęstość
- 10 — ściśliwość
- 11 — burzliwość
- 12 — konwekcja
- 13 — kawitacja
- 14 — profil
- 15 — cięciwa profilu
- 16 — linia szkieletowa profilu
- 17 — strzałka linii szkieletowej
- 18 — krawędź natarcia
- 19 — krawędź spływu
- 20 — kąt natarcia
- 21 — ciśnienie całkowite
- 22 — ciśnienie statyczne
- 23 — ciśnienie dynamiczne (ciśnienie prędkości)
- 24 — warstwa przyścienna
- 25 — punkt spiętrzenia
- 26 — punkt przejścia
- 27 — oderwanie
- 28 — ślad (za profilem)
- 29 — wir
- 30 — cyrkulacja
- 31 — siła nośna
- 32 — opór
- 33 — środek parcia
- 34 — biegunowa
- 35 — doskonałość
- 36 — nachylenie krzywej C_z
- 37 — fala uderzeniowa
- 38 — fala rozrzedzeniowa
- 39 — tunel aerodynamiczny
- 40 — dysza
- 41 — dyfuzor
- 42 — kontrakcja
- 43 — wentylator
- 44 — linia prądu

Aerodynamics

- 1 — fluid
- 2 — liquid (fluid)
- 3 — gas
- 4 — subsonic flow
- 5 — supersonic flow
- 6 — hypersonic flow
- 7 — flow velocity
- 8 — viscosity
- 9 — density
- 10 — compressibility
- 11 — turbulence
- 12 — convection
- 13 — cavitation
- 14 — airfoil (section)
- 15 — chord
- 16 — meanline
- 17 — meanline camber
- 18 — leading edge
- 19 — trailing edge
- 20 — angle of attack
- 21 — total pressure
- 22 — static pressure
- 23 — dynamic pressure
- 24 — boundary layer
- 25 — stagnation point
- 26 — transition point
- 27 — separation
- 28 — wake
- 29 — vortex
- 30 — circulation
- 31 — lift
- 32 — drag
- 33 — center of pressure
- 34 — polar
- 35 — gliding ratio (lift to drag ratio)
- 36 — lift curve slope (lift slope)
- 37 — shock wave
- 38 — depression type wave (suction wave)
- 39 — wind tunnel
- 40 — nozzle
- 41 — diffuser
- 42 — contraction
- 43 — fan
- 44 — streamline

Аэродинамика

- 1 — жидкость
- 2 — жидкость
- 3 — газ
- 4 — дозвуковое течение
- 5 — сверхзвуковое течение
- 6 — гиперзвуковое течение
- 7 — скорость течения
- 8 — вязкость
- 9 — плотность
- 10 — сжимаемость
- 11 — турбулентность
- 12 — конвекция
- 13 — кавитация
- 14 — профиль
- 15 — хорда
- 16 — осевая дуга (средняя линия)
- 17 — стрела прогиба
- 18 — передняя кромка
- 19 — задняя кромка
- 20 — угол атаки
- 21 — полное давление
- 22 — статическое давление
- 23 — динамическое давление (скоростной напор)
- 24 — пограничный слой
- 25 — точка торможения
- 26 — точка перехода
- 27 — отрыв (срыв)
- 28 — спутная струя (вихревая пелена)
- 29 — вихрь
- 30 — циркуляция
- 31 — подъемная сила
- 32 — сопротивление
- 33 — центр давления
- 34 — поляр
- 35 — качество
- 36 — наклон кривой подъемной силы
- 37 — ударная волна (скачок уплотнения)
- 38 — волна разрежения
- 39 — аэродинамическая труба
- 40 — сопло
- 41 — диффузор
- 42 — коллекторность (сужение)
- 43 — вентилятор
- 44 — линия тока

Die Aerodynamik

- 1 — die Flüssigkeit
- 2 — die Flüssigkeit
- 3 — das Gas
- 4 — die Unterschallströmung
- 5 — die Überschallströmung
- 6 — die Hyperschallströmung
- 7 — die Strömungsgeschwindigkeit
- 8 — die Zähigkeit
- 9 — die Dichte
- 10 — die Kompressibilität
- 11 — die Turbulenz
- 12 — die Konvektion
- 13 — die Kavitation
- 14 — das Profil (das Flügelprofil)
- 15 — die Profilschne (die Profiltiefe)
- 16 — die Profilskelettlinie
- 17 — die Pfeilhöhe
- 18 — die Eintrittkante (die Profilverdickung)
- 19 — die Hinterkante
- 20 — der Anstellwinkel
- 21 — der Gesamtdruck
- 22 — der statischer Druck
- 23 — der Staudruck
- 24 — die Grenzschicht
- 25 — der Staupunkt
- 26 — die Umschlagstelle
- 27 — die Ablösung
- 28 — der Totraum der Strömung (das Totwasser)
- 29 — der Wirbel
- 30 — die Zirkulation
- 31 — der Auftrieb
- 32 — der Widerstand
- 33 — der Druckpunkt
- 34 — die Polare (das Polar-diagram)
- 35 — die Gleitzahl
- 36 — die Neigung der Auftriebskurve
- 37 — die Stosswelle
- 38 — die Verdünnungswelle
- 39 — der Windkanal
- 40 — die Düse
- 41 — der Diffusor
- 42 — die Kontraktion
- 43 — das Gebläse
- 44 — die Stromlinie

● С 1-го января этого года Объединение Авиационной и Двигательной Промышленности „ДЕЛЬТА” переименовано на: **Объединение Авиационной и Двигательной Промышленности ПЗЛ**. Работники авиационной промышленности положительно оценивают возвращение к традиционному названию.

● С началом 1972 года конструкторские бюро ВСК Окенце и Авиационного Института начали работу при проектировании **сельскохозяйственного самолета средней грузоподъемности ПЗЛ-106**, который должен стать наследником самолета ПЗЛ-101 Гаврон. Для ускорения срока изготовления самолета много работ выполнено в общественном порядке. Летом прошлого года был готов макет самолета, после чего началась стройка прототипа. Первый полет самолета ПЗЛ-106 состоялся в апреле текущего года. Отмечается большой спрос на самолет такого класса, так в Польше, как и в странах СЭВ-а.

● Завод ВСК Мелец торжественно праздновал дни 3 февраля 1973 г. сдачи **5000-го самолета Ан-2 советскому заказчику**. Самолет изготовлен как подарок авиации Страны Советов от коллектива трудящихся Завода. Главным получателем Ан-2 является Советский Союз. Самолеты Ан-2 продаются во многие страны, м.п. в Болгарию, Югославию, Корейскую Народно-Демократическую Республику, ГДР и Румынию. Один из самолетов этого типа проходит испытания во Франции.

● ВСК Свидник принимает в этом году производство планеров **СЗД-30 Пират** от Планерного Завода в Бельске. Связано это с большими заказами на этот тип планера и с необходимостью освобождения в Бельске производственной территории для быстрого внедрения производства планеров из стеклопластика и мотопланеров. В этом году ВСК Свидник изготовит 50 „Пиратов”, в будущем производство достигнет 100 штук в год.

● В 1972 г. Планерный Завод Бельско изготовил **150 планеров**, в этом числе 70 планеров СЗД-30 Пират и 50 планеров СЗД-36 Кобра 15. Остальное — это планеры Боция 1Е и прототипы: Орион, Янтарь и Гальны.

● Для двухместного рекордного планера СЗД-40 Гальны принят новый гольский планерный ламинарный профиль, разработанный доц. др **Островским**. Доц. др Островски из Варшавского Политехнического Института разработал семью планерных профилей для СЗД.

● В апреле этого года был проведен в Бельске первый полет двухместного **учебного мотопланера СЗД-45**. На нем установлен модифицированный двигатель Фолькс-Вагена. Завод имеет уже заказ на этот мотопланер от одной из западно-европейских фирм.

● Завод ВСК Мелец является самым крупным экспортным поставщиком в Объединении Авиационной и Двигательной Промышленности. Он экспортирует в год изделия стоимостью ок. 200 миллионов зл. занимая первое место в Объединении и второе в стране. Экспорт от целого Объединения составил свыше 700 миллионов зл. в этом числе ок. 520 миллионов зл. за авиационные изделия.

● Заместитель председателя Совета Министров Францишек Каим провел разговор с пребывающим в нашей стране министром авиации Арабской Республики Эгипет. Разговор был проведен по вопросу возможности **польско-египетского сотрудничества** в области авиационной промышленности и гражданской авиации.

● В апреле 1974 г. будет окончен первый этап стройки самого современного в стране — **аэропорта в Рембехове возле Гданьска**.

● As from January 1, 1973, the "Delta" Aircraft and Engine Industry Union has changed its name to **PZL Aircraft and Engine Industry Union**. All workers of the aviation industry appreciate this return to the traditional name.

● Design offices of the Aeronautical Institute and the WSK-Okecie began to design a light **agricultural aircraft designed PZL-106 Kruk**, successor to the PZL-101 Gawron, at the beginning of 1972. To speed up realization of the aircraft, much work was done as a social deed. The mockup was ready last summer and after its completion the prototype was built. The first flight of the new aircraft was made in April this year. There is a great demand for such a type of aircraft both in Poland and in CMEA member countries.

● On February 3, the WSK-Mielec celebrated the **delivery of the 5,000th An-2 aircraft to our Soviet trading partner**. The aircraft was built as a gift from the crew for the aviation of the USSR. Our chief customer of An-2s is the Soviet Union. Besides, these aircraft are exported to many countries like Bulgaria, Yugoslavia, Korean People's Democratic Republic, Eastern Germany and Romania. One of the aircraft of this type undergoes trials in France.

● The WSK-Swidnik is going to take over the production of **SZD-30 Pirat** sailplanes from the works in Bielsko-Biala. This is connected with large orders for this type of sailplane and the necessity of obtaining at Bielsko production areas necessary to start a production of laminate and powered gliders. This year, the WSK-Swidnik will build 50 Pirats and later the amount is expected to reach 100 annually.

● In 1972, the Glider Works at Bielsko **manufactured 150 gliders** including 70 SZD-30 Pirats and 50 SZD-36 Cobra-15s. The remainder were Bocian 1Es and prototypes of Orion, Jantar and Halny.

● A new Polish laminar glider profile has been used on a SZD-40 Halny performance sailplane developed by **dozent dr J. Ostrowski**. Dr J. Ostrowski of the Warsaw Technical University is responsible for a whole family of glider profiles for the SZD.

● A **SZD-45 basic training powered glider** was first flown in April. It is powered by a modified VW engine. The works have already received an order for that powered glider from one of the Western firms.

● The **WSK-Mielec is chief exporter** of the Aircraft and Engine Industry Union. Its annual export amounts to 50 million dollars thus it is the first in the Union and the second in our country. Export of the Union exceeded in 1972 175 million dollars including 130 million dollars for the aviation products.

● Vice-chairman of the Council of Ministers, Franciszek Kaim, was negotiating with the Air Minister of the Arab Republic of Egypt who was in Poland. The talks concerned a possibility of **Polish — Egyptian co-operation** in the aircraft industry and in the civil aviation.

● For April 1974 is expected the completion of the first stage of building of Poland's most modern **airport at Rebiechów near Gdańsk**. The new airport of Gdynia, Sopot and Gdańsk will then take over passenger traffic of the airfield at Wrzeszcz. At the time the terminus will be provisional. The take-off strips are already under construction. This great investment calculated for 2 to 3 million passengers annually will be finished in 1976.

Morgała A. **Polskie samoloty wojskowe 1918—1939.** MON, Warszawa 1972, str. 524, cena 85 zł.

Książka o samolotach polskiego lotnictwa wojskowego okresu międzywojennego od dawna była oczekiwana przez czytelników. Polskie samoloty wojskowe były opisywane na łamach naszej prasy lotniczej, lecz były to opisy fragmentaryczne, często nie podające dziejów rozwoju i użycia samolotu oraz zawierające wiele błędów. Temat wymagał przeto wnikliwego przejrzania dokumentów archiwalnych i rzetelnego opracowania historycznego. Wymagania te spełnia książka Morgały.

W książce zostały opisane samoloty używane przez polskie lotnictwo wojskowe; zarówno samoloty zakupione za granicą, produkowane z licencji, rodzimej konstrukcji budowane seryjnie, własne prototypy i projekty niezrealizowane.

Na początku książki przedstawiono organizację polskiego lotnictwa i jej zmiany w latach 1918—1939. Następnie przedstawiono zaopatrzenie lotnictwa w sprzęt w kolejnych okresach rozwoju naszego lotnictwa.

Zasadniczą część książki stanowią opisy samolotów. W osobny rozdział wydzielono samoloty z lat 1918—1920. Rozdział ten jest opracowany nieco pobieżnie. Pominęto w nim samoloty pierwszych polskich jednostek lotniczych tworzonych w latach 1917—1918 oraz brak jest w nim wykazu typów samolotów przejętych po zaborcach. Fragmentaryczne zestawienia tych samolotów nie dają pełnego obrazu. Natomiast w pełni zostały przedstawione zakupy zagraniczne — wyjaśniając wiele spraw dotychczas spornych. Na 35 zdjęciach przedstawiono ważniejsze typy samolotów, a w tablicy zestawiono dane techniczne 17 typów. Podpisy pod zdjęciami zawierają kilka błędów. Na rys. 10 przedstawiony jest Offag D III, a nie niemiecki Albatros D III, na rys. 23 pokazany jest LVG CV, a nie LVG-C-VI, zaś pokazany na rys. 26 Brandenburg CI nie był zbudowany w warsztatach lwowskich, lecz wyremontowany, o czym świadczy austriacki numer fabryczny 67.111. Nie było samolotów Hannoveraner Rolland (rys. 20 i 21), lecz Hannover Roland. Niezbyt uzasadnione jest zamieszczenie zdjęcia samolotu HP 0/400 (rys. 37) przeznaczonego do komunikacji lotniczej, a nie dla wojska. Natomiast zupełnie pominęto pierwsze wodnosamoloty naszego lotnictwa morskiego.

W poszczególnych rozdziałach zostały zgrupowane samoloty myśliwskie, liniowe, bombowe, towarzyszące, szkolne, sanitarne, transportowe, morskie, projekty niezrealizowane, samoloty zamówione za granicą w 1939 r., balony oraz inne statki latające (wiatrakowce, wodnoszybowce i szybowce). Rozdziały te zostały opracowane bardzo szczegółowo i zawierają dzieje i opisy każdego samolotu osobno, zilustrowane zdjęciami i rysunkami w trzech rzutach. Znajdujemy tu wszystkie znane i mało znane konstrukcje lotnicze związane z polskim lotnictwem wojskowym. Po raz pierwszy zostały tu opisane dokładnie dzieje samolotu Żubr i został pokazany rysunek samolotu Ogar. Do zasług autora należy też opublikowanie projektów samolotów Uszackiego i Zdaniewskiego. Ta cała zasadnicza część książki opracowana jest bardzo dobrze. Do nielicznych niedociągnięć należy zaliczenie raidowego samolotu Idzikowskiego Amiot 123 do bombowców, czy RWD-13 do samolotów szkolnych, a RWD-17/II i PWS-40/II do projektów niezrealizowanych. Raczej niesłusznie słabosilnikowy PWS-40/II uznany został za wojskowy. Niezbyt przekonujące jest zaliczenie samolotu np. RWD-13 SP-BJN do

wojskowych na podstawie tego, że prywatny cywilny egzemplarz tego samolotu miał mjr Bajan, zaś szybowca B-38 z powodu, że skonstruował go kapitan lub szybowców NN-1, NN-2 i JN-1 z powodu zbudowania ich w warsztatach wojskowych. Również zastanawiające jest dlaczego szybowce zaprojektowane w Wojskowych Warsztatach Szybowcowych w Krakowie zostały zaliczone do wojskowych, nawet gdy były budowane dla aeroklubów przez inne wytwórnie, zaś pozostałe typy szybowców używanych przez Wojskowy Obóz Szybowcowy nie zostały nawet wspomniane. Do poważniejszych błędów należy podanie katalogowych prędkości maksymalnych Łosia A (360 km/h) i Łosia B (445 km/h), podczas gdy rzeczywistość wynosiła dla Łosia A 396 km/h, a Łosia B 412 km/h zgodnie z instrukcją samolotu wymienioną przez autora w bibliografii. Również wymiary samolotu LWS-2 są zupełnie błędne (rzeczywista rozpiętość mniejsza o 2 m, a powierzchnia nośna o 10 m²). Przyczyną katastrof prototypów RWD-14 nie był flatter. Amfibia PZL-H nie miała skrzydeł metalowych, lecz drewniane. Ansaldo A-300/4 nie był produkowany w Polsce. Uzbrojenie P-24 pokazane na rys. 104 nie było projektem, gdyż tak uzbrojony prototyp P-24 był wystawiony na Salonie Paryskim. Samolot PWS-14 nie nosił oznaczenia PWS-12 początkowo (s. 339), lecz ze względu, iż zamówienie opiewało na PWS-12, wszystkie PWS-14 oznaczono PWS-12 i pod tym oznaczeniem samoloty były używane w wojsku. Samoloty Avro 621 dostarczono z Anglii do PWS z dodatkową parą skrzydeł drewnianych, nie były przeto one projektowane w PWS (s. 345), jak również nie miały one skrzeli (s. 347). Pełna nazwa samolotu Latham HB3 brzmiała Latham 43HB3, zaś HB3 oznacza tylko wodnosamolot bombowy trzymiejscowy. Samolot RWD-17 jako akrobacyjny, nie szkolny, nie był proponowanym następcą RWD-8 (podpis do rys. 290). Rys. 299 pokazuje zdjęcie trzymiejscowego samolotu Avro 626 z doretuszowaną szachownicą (opublikowane w prasie angielskiej), a nie Avro 621 dostarczony do Polski. Zdjęcie estońskiego Poteza (rys. 136a) wydaje się zbyt czyste. Retusz na rys. 133 i 336 zlikwidował część usterzenia samolotów Potez XXVB2 oraz Macchi M9. Autor nie jest zdecydowany co do kalibru wymienianych k.m., np. dla Vickersa podaje 7,7 mm, 7,9 mm i 0,303 cala, dla Lewisa (pisanego błędnie Levis) 7,7 mm, dla Colt-Browninga 7,7 mm i 7,9 mm, zaś PWU 7,7 mm. Tymczasem broń angielska miała kal. 7,7 mm, a polska 7,9 mm. Najlepszą stroną książki są rysunki. Są one niezbyt dokładne i porównanie ich ze zdjęciami wykazuje wiele nieścisłości. Trochę dziwi też zamieszczenie rysunków obydwu prototypów PZL P-8, a pominięcie seryjnego Karasia B. Zostały również pominięte rysunki projektów wodnosamolotów opublikowane w „Skrzydlatej Polsce” przez L. Komudę.

Szkoda, że w książce nie zostały wymienione samoloty zakupione przez polskie lotnictwo wojskowe w pojedynczych egzemplarzach dla celów porównawczych jak: De Monge 101, Tiger Moth, Jungmeister czy Jungmann.

Te wszystkie drobne niedociągnięcia nie umniejszają dużej wartości książki, która niewątpliwie zostanie zaliczona do podstawowych pozycji przedstawiających sprzęt używany przez polskie lotnictwo wojskowe. Interesująca jest też zapowiedź, że autor przygotowuje następną książkę — o samolotach używanych przez nasze lotnictwo w II wojnie światowej.

A.G.

ROZWÓJ SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH STOL

W związku z planowanym rozwojem szybkich środków komunikacji kolejowej — zarówno konwencjonalnych, jak i wykorzystujących poduszkę powietrzną czy elektromagnetyczną — o prędkościach od 250 do 600, a nawet 800 km/h wzrasta zainteresowanie przedsiębiorstw lotniczych samolotami pasażerskimi STOL na linie lokalne, które będą mogły wytrzymać konkurencję przyszłych kolei lub będą mogły wejść w skład zintegrowanego systemu komunikacji na krótkich trasach.

Wyrazem tego zainteresowania może być m.in. podpisanie umowy między firmą De Havilland of Canada Ltd a rządem kanadyjskim na budowę dwóch przedseryjnych samolotów STOL na linie lokalne DHC-7. Napędzany czterema silnikami UACL PT6A-50 48-miejscowy samolot DHC-7 — opisywany już w „Nowościach Technicznych” TLiA 1970, nr 5 — odznacza się wyjątkowo niskim poziomem hałasu, m.in. dzięki małej prędkości obrotowej śmigieł wynoszącej ok. 800 obr./min, spełniając w ten sposób jeden z podstawowych warunków stawianych samolotom STOL. Koszty rozwoju samolotu i silnika, szacowane na 80 mln dol., będą pokrywane wspólnie przez wytwórców płatowca i silnika oraz przez ministerstwo przemysłu i handlu. Próby w locie pierwszego samolotu przedseryjnego mają się rozpocząć za 1,5 roku, a świa-

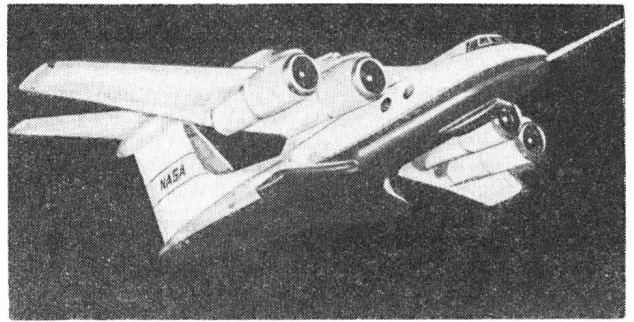


Short SD3-30

dectwo zdolności ma być przyznane w 1975 r. Firma De Havilland of Canada chce możliwie jak najszybciej ukończyć budowę i próby samolotu, aby mogła sprostać przewidywanemu zapotrzebowaniu rynku w latach 1975—80. Przeprowadzone mianowicie przez rząd i firmę badania rynku wykazują, że zapotrzebowanie to wyniesie przynajmniej 150 samolotów DHC-7, a w sprzyjających okolicznościach będzie można sprzedać ich nawet 450—500. Cena całkowicie wyposażonego samolotu ma wynosić 2,3 mln dol. W latach 1973—74 przy realizacji programu ma być zatrudnionych 1500, a w ciągu następnych 10 lat — 3000 osób.

Również firma Short opracowała, przy poparciu rządu brytyjskiego, samolot STOL na linie lokalne SD3-30. Jak widać z załączonej fotografii, ma on prostokątne skrzydło o dużym wydłużeniu, podparte pojedynczymi zastrzałami, i podwójne usterzenie kierunku. Do napędu służą dwa silniki, prawdopodobnie PT6A-40 lub PT6A-50. Poza tym firma zamierza produkować jeszcze przez wiele lat samoloty „Skyvan” w liczbie 12—15 na rok, w tym również w wersji pasażerskiej z wydłużonym kadłubem.

Warto też wspomnieć, że firma Rolls-Royce przygotowuje śmigłową wersję silnika „Gnome” — P.1400 — która ma być stosowana do napędu 4-silnikowych samolotów pasażerskich STOL.



Grumman Boeing QSTOL

Z nowych projektów odrzutowych samolotów pasażerskich STOL, które będą zabierać na pokład ponad 100 pasażerów i w związku z tym będą stosowane na trasach o dużej frekwencji, należy wymienić wspólny projekt firm Boeing i Grumman opracowany na konkurs NASA na samolot QSTOL (Quiet STOL) oraz projekt Hawker Siddeley HS.146 z czterema silnikami M45S. Załączona fotografia przedstawia projekt Grumman-Boeing. Kadłub tego samolotu przypomina kształtem kadłub samolotu „Gulfstream” 2; powietrze z zewnętrznych kanałów czterech silników jest wykorzystywane do nadmuchu klap.

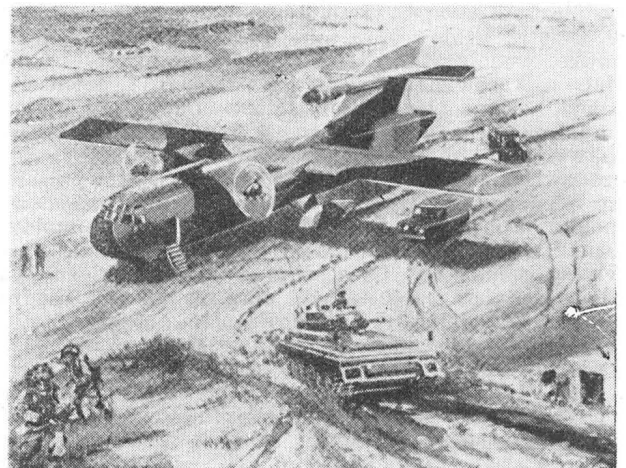
W. K.

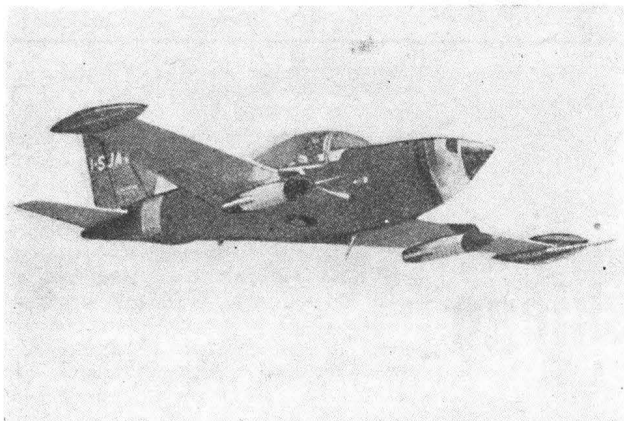
PROJEKT SAMOLOTU STOL FIRMY BRITTEN-NORMAN

Nietypowym spośród licznych projektów samolotów transportowych STOL jest projekt firmy Fairey Britten-Norman. Chodzi tu o samolot średniej wielkości przeznaczony zarówno do celów cywilnych, jak i wojskowych, i napędzany trzema silnikami Rolls-Royce „Dart”, które zabudowane zostały podobnie jak silniki samolotu „Trislander”, tzn. dwa na skrzydle, a trzeci na usterzeniu kierunku. Samolot otrzymał nazwę „Mainlander”. Ma on przewozić na trasach o średniej długości 100 osób lub 10 T ładunku z prędkością przelotową powyżej 320 km/h, a jego rozbieg ma wynosić poniżej 305 m przy ciężarze startowym 28 350 kg. Aby cenę samolotu utrzymać na niskim poziomie — mówi się o 85 000 funtów (ok. 200 000 dol.) — zastosowano prostą konstrukcję, a mianowicie stałe podwozie, nie klimatyzowaną kabinę i mechaniczny układ sterowania. Koła będą mieć niskociśnieniowe opony, co umożliwi korzystanie z lotnisk o miękkiej nawierzchni. Samolot ma się odznaczać małymi kosztami eksploatacyjnymi. W przypadku przyznania przez rząd brytyjski odpowiednich gwarancji finansowych produkcja samolotu „Mainlander” mogłaby rozpocząć się w 1975 r.

W. K.

Mainlander





BOJOWA WERSJA SAMOLOTU SZKOLNEGO SIAI-MARCHETTI SF.260

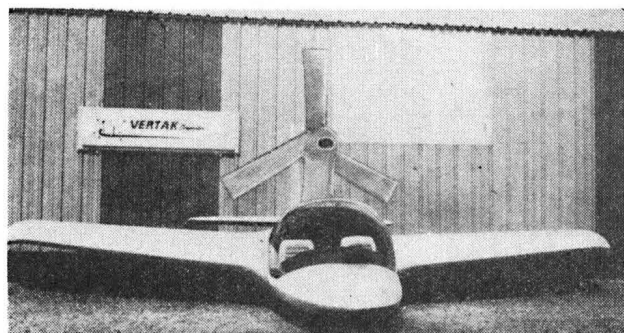
Zakończona została pierwsza faza prób w locie (50 h) samolotu SIAI-Marchetti SF.260 W „Warrior”, którego pierwszy lot odbył się w maju 1972 r. Samolot jest bojową wersją wojskowego samolotu szkolnego SF.260 MX, przy czym wprowadzone zmiany polegają w zasadzie na zamontowaniu pod skrzydłem dwóch uchwytów uzbrojenia pozwalających na podwieszanie uzbrojenia o maksymalnym ciężarze 300 kG. Typowe zestawy uzbrojenia to: dwa zasobniki z 18, 9 albo 6 rakietami zależnie od kalibru, dwie bomby 50 — albo 120 — kG i dwa pojemniki z działkami. Napęd samolotu stanowi 6-cylindrowy silnik Lycoming O-540-E4A5 o mocy 260 KM z dwułopatowym śmigłem metalowym o stałej prędkości obrotowej i średnicy 1,93 m. Samolot ma dwa zbiorniki paliwowe w skrzydle o pojemności 50 l każdy i dwa zbiorniki na końcach skrzydła o pojemności 70 l każdy.

Dane techniczne: rozpiętość 8,25 m; długość 7,10 m; wysokość 2,41 m; wydłużenie skrzydła 6,33; powierzchnia skrzydła 10,10 m²; ciężar własny 720 kG; maksymalny ciężar startowy i ciężar do lądowania 1360 kG; maksymalne obciążenie powierzchni nośnej 135 kG/m²; prędkość maksymalna n.p.m. 340 km/h; dopuszczalna prędkość nurkowania 435 km/h; maksymalna prędkość przelotowa na 75% mocy startowej na wysokości 1500 m 300 km/h; prędkość przeciągnięcia 137 km/h z klapami schowanymi i 118 km/h z klapami wypuszczonymi; maksymalna prędkość wznoszenia n.p.m. 12,6 m/s; pułap praktyczny 5000 m; rozbieg 300 m; długość startu na 15 m 575 m; długość lądowania z 15 m 460 m; dobieg 290 m; zasięg z maksymalnym zapasem paliwa 1440 km.

W. K.

SAMOLOT DLA AMATORÓW VERTAK S-220

Na corocznej wystawie Experimental Aircraft Association w Oshkosh (USA) w 1972 r. firma Vertak Corp. (Troy, Ohio) pokazała makietę dwumiejscowego samolotu z pchającym śmigłem S-220. Jest to tzw. samolot ESTOL (Extremely Short Take-off and Landing) gdyż jego rozbieg nie będzie przekraczał 30 m. W celu obniżenia kosztów produkcji będzie zbudowany prawie w całości z tworzywa sztucznego. Jego podwozie jest tak niskie, że nie ma potrzeby jego chowania. Silnik jest zabudowany w gondoli nad ka-



dłubem. Ma to być albo silnik Wankla o mocy 130 KM albo silnik Continental o mocy 210 KM. Przewidziana jest wersja 4-miejscowa ze zdwojonym silnikiem Wankla.

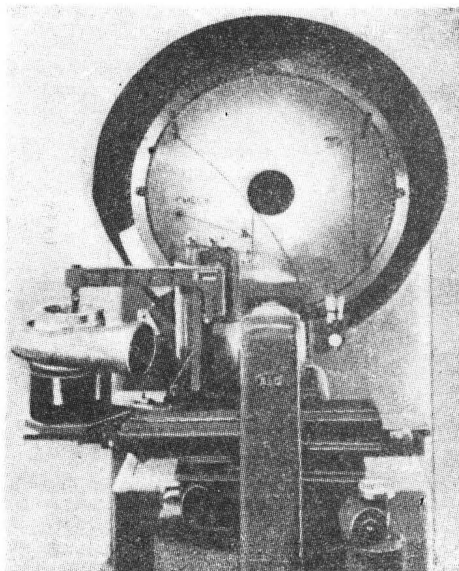
Firma Vertak ma sama budować samoloty S-220 oraz ma dostarczać komplety zespołów do budowy amatorskiej. Gotowe samoloty będą sprzedawane po cenie 5900 dol., zespoły do montażu — po cenie 4500 dol.

Dane samolotu z silnikiem Continental: rozpiętość 7,31 m; ciężar własny 430 kG; ciężar startowy 725 kG; prędkość przelotowa 400 km/h; prędkość przeciągnięcia z wychylonymi klapami 50 km/h; prędkość wznoszenia 18 m/s; rozbieg 30 m; optymalny zasięg 1800 km.

W. K.

PROJEKTOR Z WODZIKIEM DO KONTROLI OBRYSU

Wymiary ekranu nowego projektora nie ograniczają wymiarów przedmiotu. Skonstruowany pod kątem kontroli profilu, którego usytuowanie uniemożliwia bezpośrednią projekcję. Na jednym ramieniu urządzenia pantograficznego znajduje się wodzik mierniczy, a na drugim siatka pomiarowa z naniesionym zarysem profilu w postaci dwu linii określających tole-



rancję profilu. To drugie ramię znajduje się na osi optycznej 30-calowego projektora. Na ekranie, w powiększeniu, w centralnym punkcie znajduje się stała plama (fot.) odpowiadająca wodzikowi miernicznemu. Przy ruchu wodzika dookoła konturu na ekranie przemieszczają się linie konturu w stosunku do ciemnego punktu.

W ten sposób można obserwować zależność między rzeczywistym profilem a wzorcem z siatki. Każde odchylenie poza tolerancją wyznaczone dwoma liniami może być dokładnie zmierzone za pomocą śruby mikrometrycznej.

W zakładach silnikowych Cummins Engine Co., Inc. Columbus, Ind. zastosowano ten projektor m.in. do kontroli wzajemnego położenia zewnętrznego obrysu wirnika odśrodkowego turbosprężarki z odpowiadającą jej powierzchnią obudowy. Dla właściwej oceny luzów na tych powierzchniach wprowadzono na ekran siatkę współrzędnych i ekran z ruchem względnym, w ten sposób można określić współrzędne dowolnego punktu wirnika i obudowy.

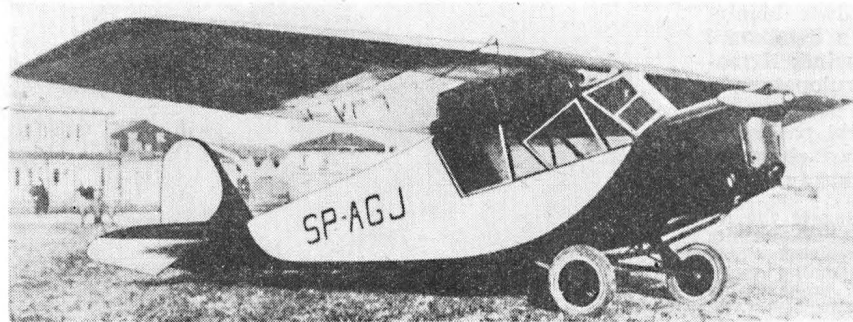
GOL.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

RWD-5 – samolot Skarżyńskiego

Choć pierwszymi polskimi samolotami sportowymi, na których nasi piloci wystąpili na arenie międzynarodowej były RWD-2 i RWD-4, dopiero RWD-6 Żwirki i Wigury i RWD-5 Skarżyńskiego rozślały polskie skrzydła na świecie.

RWD-5 był pierwszym samolotem RWD zbudowanym po przeniesieniu się warsztatów Sekcji Lotniczej KMSPW z terenu Politechniki na lotnisko Okęcie.



Prototyp RWD-5 w swej początkowej postaci

Inżynierowie S. Rogalski, S. Wigura i J. Drzewiecki zaprojektowali go w 1930 r. jako dalsze rozwinięcie samolotu RWD-4, zmieniając w nim przede wszystkim kadłub. Zastosowanie silnika z cylindrami wiszącymi dało dobrą widoczność do przodu. Kadłub, po raz pierwszy w konstrukcjach RWD, był spawany z rur stalowych. Budowę prototypu rozpoczęto jesienią 1930 r. Prototyp o znakach SP-AGJ i numerze fabrycznym 34, zbudowany z funduszy LOPP, został oblatany 7 sierpnia 1931 r. przez J. Drzewieckiego na lotnisku Okęcie w Warszawie. Prototyp napędzany był silnikiem Cirrus Hermes II B. Od późniejszych egzemplarzy RWD-5 prototyp wyróżniały płaskie szyby przodu kabiny i wahaczowe podwozie z amortyzacją sznurem gumowym wewnątrz kadłuba. W IV Krajowym Konkursie Samolotów Turystycznych (25.IX.—1.X.1931) F. Żwirko i S. Wigura zajmują 1 miejsce na SP-AGJ. W 1932 r. lub 1933 r. prototyp uległ przeróbce. Ponieważ powstał duży luz na sworzniach osi wahacza podwozia i okazało się, że nie można rozwiąć okucia w celu założenia większego sworznia — podwozie zespawano z kratownicą kadłuba na sztywno i zastosowano duże koła balonowe, które zastąpiły amortyzację. Równocześnie przód kabiny otrzymał wypukłą szybę oraz silnik wy-

mieniono na Cirrus Hermes IV. Prototyp wylatał 300 godzin do 1933 r.

Dzięki wynikom, jakie osiągnął prototyp, RWD-5 został uznany za najlepszy nasz samolot sportowy. Jesienią 1932 r. zbudowano 2 samoloty RWD-5 dla Aeroklubu Warszawskiego, SP-AJA i SP-AJB o nazwach Kolejarz I i Kolejarz II, gdyż były ufundowane przez kolejarzy. W roku 1933 wyprodukowano w Doświadczalnych Warsztatach Lot-

Obroń Powietrznej i Przeciwigazowej. Ponadto jeden RWD-5 był zbudowany w Centralnych Warsztatach Aeroklubów w Lublinie. W roku 1932 RWD-5 był wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu.

Na RWD-5 wykonano wiele rajdów zagranicznych. W roku 1931 S. Skarżyński odbył lot do Niemiec, a w 1932 r. Z. Karpiński z S. Wigurą — lot po południowo-wschodniej Europie. R. Hirszbandt badając przyszłą trasę Challenge — 1934 wykonał na SP-AJB lot do Casablanki (7.IV.—3.V.1933) długości 11 389 km lecąc przez Austrię, Szwajcarię, Francję, Hiszpanię, a w drodze powrotnej przez Algier, Tunis, Włochy, Jugosławię i Węgry. Podczas tego lotu wziął udział w rajdzie Algiersko-Marokańskim (14—23.V.1933). W roku 1933 K. Chorzewski wykonał na SP-AKZ lot do Barcelony i z powrotem. W roku 1933 dwa RWD-5 wzięły udział w II Międzynarodowym Mityngu Lotniczym w Warszawie, zaś w październiku 1933 r. F. Polturlak na RWD-5 wziął udział w zlocie Bienvenue Aérienne we Francji. W V Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym we wrześniu 1933 r. M. Pronaszko zajął 1 miejsce na poprawionym prototypie SP-AGJ, 3 — T. Halewski, 4 — Z. Wysiekierski, 14 — K. Chorzewski — na RWD-5.

W IV Lubelsko-Podlaskich Zimowych Zawodach Lotniczych w lutym 1934 r. na RWD-5 — A. Onoszko zajął 2 miejsce, a R. Hirszbandt — 4. W roku 1935 w czerwcu A. Onoszko i A. Szarek wzięli udział na dwóch RWD-5 w rajdzie bałtyckim do Helsinek. W VI Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym we wrześniu 1936 r. w klasie juniorów brało udział 10 RWD-5 zajmując m.in. 2, 3, 4, 5 i 6 miejsce. W następnych latach jako rajdowe samoloty

niczych na Okęciu (taką nazwę przyjęła wytwórnia RWD) 5 samolotów RWD-5, a w 1934 r. — 10 dla aeroklubów. Nosiły one znaki rejestracyjne: SP-AKZ, -AJP, -AJU, -LOT, -ALR, -ALS, -ALT, -ALU, -ALW, -ALY, -ALX, -ALZ, -LOP i -AMU. Od prototypu i Kolejarzy różniły je owiewki na kołach i wyższe usterzenie pionowe. SP-ARP używany był przez Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej, SP-LOT był używany w latach 1933—36 przez Polskie Linie Lotnicze LOT do lotów taksówkowych, SP-LOP przez Ligę

SP-AJU Skarżyńskiego po przeróbce na dwumiejscowy



były używane RWD-13, zaś RWD-5 służyły do treningu w aeroklubach. Spośród 19 zbudowanych RWD-5 do wybuchu wojny 3 zostały skasowane. We wrześniu 1939 r. jeden RWD-5 służył jako samolot łącznikowy, a w drugiej połowie września 1939 r. mjr E. Wyrwiczki przyleciał na RWD-5 z Rumunii do oblężonej Warszawy.

W roku 1933 samolot RWD-5 został wybrany do lotu przez Atlantyk. W miesiąc po zamówieniu przez Ministerstwo Komunikacji 28.III.1933 r. został oblatany zmodyfikowany jednomiejscowy egzemplarz przystosowany do lotów długodystansowych. Otrzymał on oznaczenie RWD-5 bis i znaki rejestracyjne SP-AJU. Był to trzeci egzemplarz seryjny RWD-5. Samolot ten na miejscu pasażera miał wbudowany zbiornik na 300 l, a w skrzydłach dwa dodatkowe zbiorniki po 113 l oraz zbiornik na 33 l oleju — co zwiększyło jego zasięg do 5000 km. Samolot otrzymał wzmocnione podwozie. Na SP-AJU kpt. pil. S. Skarżyński wykonał 15.IV.1933 r. lot dookoła



Medal wybity z okazji przelotu Skarżyńskiego przez Atlantyk

Fot. Arch. Dok. Mech.



Rekordowy samolot Skarżyńskiego RWD-5 bis

Polski długości 1650 km, a następnie lot z Warszawy do Rio de Janeiro (27.IV.—24.VI.1933 r.) długości 17 885 km, dokonując w dniach 7—8.V.1933 r. przelotu nad Atlantykiem południowym z St. Louis w Afryce do Maceio w Brazylii (3582 km) w 20 h 30 min. bijąc równocześnie międzynarodowy rekord odległości bez lądowania dla samolotów jednomiejscowych o ciężarze własnym do 450 kG. Samolot nie był wyposażony w radiostację ani nie miał nadmuchiwanej łódki ratunkowej. Był to pierwszy udany przelot Polaka przez Atlantyk oraz przelot na najlżejszym samolocie, który pokonał Atlantyk południowy. Po triumfalnym locie wokół Brazylii samolot powrócił statkiem do Europy. Następnie z Boulogne Skarżyński przeleciał do Łodzi, a stąd 2.VII.1933 r. do Warszawy. Samolot SP-AJU otrzymał później S. Skarżyński. Wówczas samolot przerobiono na dwumiejscowy, usuwając dodatkowe zbiorniki. We wrześniu 1939 r. samolot został ewakuowany do wschodniej części kraju i pozostawiony.

KONSTRUKCJA

Dwumiejscowy samolot sportowy mieszanej konstrukcji o układzie wolnonośnego górnopłata ze stałym podwoziem.

Kadłub kratownicowy, spawany z rur stalowych, kryty płótnem na szkielecie z listew drewnianych. Kabina kryta z miejscami jedno za drugim. Oba miej-

sca wyposażone w sterownice. Dźwąg tylnego miejsca mógł być wyjmowany. Dwoje drzwi z prawej strony kadłuba odrzucane awaryjne. Za tylnym fotelem — bagażnik. Tablica przyrządów wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, busoł, zegar czasowy, obrotomierz, manometr oleju i paliwomierz. Podwozie dwukółowe, trójgoleniowe, spawane z rur stalowych, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Koła z hamulcami. Na kołach owiewki z blachy aluminiowej. Płozą ogonowa ze stalowej sprężyny piórowej.

Płat trapezowy, nie dzielony, dwudźwigarowy, do pierwszego dźwigara kryty sklejką, dalej — płótnem. Lotki różnicowe. Usterzenie wolnonośne, drewniane. Statecznik poziomy przedstawialny w locie. Stateczniki kryte sklejką, ster — płótnem.

Silnik chłodzony powietrzem, 4-cylindrowy, rzędowy Cirrus Hermes IIB o mocy nominalnej 105 KM przy 1900 obr/min i mocy startowej 115 KM i o ciężarze 135 kG. Na niektórych RWD-5 (np. SP-AKZ) stosowane były silniki Cirrus Hermes IV o mocy nominalnej 120 KM i mocy startowej 130 KM, DH Gipsy III o mocy nominalnej 120 KM przy 2000 obr/min, Walter Junior 4 o mocy nominalnej 105 KM przy 2000 obr/min i mocy startowej 120 KM oraz PZInż, Junior o mocy nominalnej 110 KM przy 2000 obr/min oraz o mocy startowej 120 KM. RWD-5 bis wyposażony był w silnik DH Gipsy Major o mocy nominalnej 120 KM przy 2100 obr/min, o mocy startowej 130 KM. Osłona silnika z blachy aluminiowej. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Na rurze wydechowej samolotów seryjnych — tłumik. W środkowej części płata dwa zbiorniki o pojemności 220 l paliwa. Pojemność zbiorników paliwa RWD-5 bis — 762 l. Przelotowe zużycie paliwa RWD-5 — 22 l/h, a RWD-5 bis — 26 l/h.

Malowanie. RWD-5 malowane były na srebrno-czerwono. Znaki rejestracyjne czarne lub czerwone. RWD-5 bis był kremowy.

Dane techniczne

	Prototyp	RWD-5 seryjny	RWD-5 bis
Rozpiętość	10,5	10,2	10,2
Długość	7,2	7,2	7,2
Wysokość	2,05	2,05	2,0
Powierzchnia nośna	15,5	15,5	15,5
Ciężar własny	410	430 (460)*	446
Ciężar użyteczny	310	330 (300)*	654
Ciężar całkowity	720	760 (760)*	1100
Obciążenie powierzchni	46,5	49	71
Obciążenie mocy	6,55	6,3	9,2
Prędkość maksymalna	190	202	210
Prędkość przelotowa	160	170	175
Prędkość minimalna	70	75	...
Wznoszenie	4,6	4,6	...
Pułap	5000	5000	...
Zasięg	1080	1080	5000
Rozbieg	98
Współczynnik obciążenia niszez.	7

* — II serii

OBRÓBKA STRUMIENIEM JONÓW

Użycie strumienia jonów jako narzędzia technologicznego nie jest czymś nowym w teorii. Dopiero ostatnio ten proces technologiczny jest realny. Obróbka strumieniem jonów jest ogólnie klasyfikowana wśród procesów termoelektrycznych, takich jak obróbka wiązką elektronów, laserowa, łukiem plazmowym i elektroerozyjna. Odbiega jednak od poprzednich tym, że nie polega na nagraniu materiału do punktu odparowania. Proces ten zasadniczo jest bardzo prosty i wymaga wyłącznie komory próżniowej, gazu i jakiegoś działka elektronowego. Komora wypełniona jest gazem, zwykle argonem, po usunięciu z niej atmosfery. Gaz zostaje zjonizowany przez wolne elektrony wyrzucone z działka. Strumień jonów bombarduje powierzchnie materiału. Każdy uderzający jon wybija atomy z powierzchni przedmiotu przez przekazanie energii własnej do tych atomów. Efekt jest podobny do uderzenia kuli bilardowej w zgrupowane kule, z wyjątkiem konieczności przezwyższczenia międzyatomowej energii wiązania.

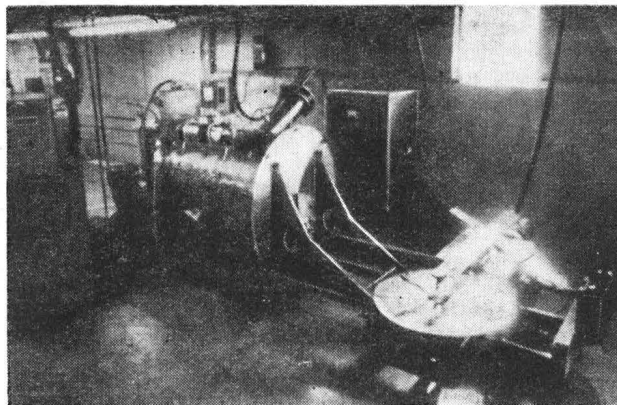
Ilość atomów wybijanych przez każdy jon nazywa się współczynnikiem rozpylenia i jest funkcją energii i ciężaru atomowego zderzających się jonów, kąta padania i bombardowanego materiału. Jaką zasadą współczynnik ten rośnie ze wzrostem ciężaru atomowego zderzających się jonów i ze wzrostem kąta padania.

Technika ta klasyfikowana jest w zależności od użytego źródła energii. Prostsze i tańsze urządzenia wyposażone są w źródła prądu stałego, a zastosowanie tych urządzeń ogranicza się do „trawienia” materiałów przewodzących. Do obróbki dowolnych materiałów, łącznie z dielektrykami używane są źródła o wielkiej częstotliwości.

Obróbka strumieniem jonów ma wiele zalet w zastosowaniach mikroobróbki. Największą zaletą jest możliwość usuwania nieprawdopodobnie małych ilości materiałów. Z uwagi na równoczesną możliwość dokładnego sterowania ilością usuwanego materiału można osiągać dokładności wykonania znacznie większe od procesów konwencjonalnych. Istnieje możliwość osiągnięcia tolerancji rzędu 50 Å (0,005 µm).

Proces nie ma wrodzonych ograniczeń. Obecne urządzenia pozwalają na swobodne załadowanie przedmiotów o średnicy 600 mm (fot.). Ponadto nie wymaga wysokiej próżni — wystarcza 10⁻⁴ mm Hg. Dzięki temu urządzenie może być gotowe do pracy w ciągu kilku minut. W procesie obróbki wydziela się niewielka ilość ciepła, dzięki czemu po kilku sekundach można przedmiot dotykać rękoma.

Praktyczna wydajność procesu wynosi 2000 Å/min (0,02 µm/min) i zmienia się niewiele ze zmianą obrabianego materiału. Dla wolframu wynosi połowę wy-



Pierwsze w pełni zautomatyzowane, sterowane programowo stoisko do obróbki soczewek strumieniem jonów. Umożliwia obróbkę przedmiotów o średnicy do 600 mm

dajności aluminium. Szybkość tę można zwiększyć przez chłodzenie przedmiotu. Przez zautomatyzowanie procesu, przy niewielkich grubościach zdejmowanych warstw można uzyskać znaczne wydajności. Na przykład zastosowanie do mikroobwodów o wymiarze 1 cm pozwala na równoczesną obróbkę 10 000 sztuk.

Obróbka strumieniem jonów stosowana jest w elektronice (mikroobwody), optyce (polerowanie soczewek, 10 razy szybciej niż ręcznie i dokładniej, oraz badania mikroskopowe — przygotowanie próbek do mikroskopów elektronowych i optycznych). Istotną korzyść, to uzyskanie (odkrycie) właściwej nieskażonej struktury materiału.

Największe korzyści przewiduje się przy wytwarzaniu obwodów scalonych. Dzięki większej dokładności wykonania, wyeliminowaniu podtrawień warstw, niewystępowaniu uszkodzeń warstw ochronnych można stosować cieńsze warstwy oraz większą gęstość elementów, tj. zmniejszyć gabaryty wyrobu.

W przyszłości przewiduje się zastosowanie tej metody do czynności technologicznych wysokiej precyzji, np. wykonanie matryc do superciężkich drutów w materiałach ognioodpornych. Ponadto przewiduje się zastosowanie do celów specjalnych w ceramikach, przemyśle szklarskim, tworzyw sztucznych, a nawet tekstylnym. Oczywiście szczególnie obecne zastosowania tego procesu muszą być starannie analizowane i porównywane z innymi procesami. Ogólnie tam, gdzie istnieje możliwość zastosowania procesów klasycznych nie ma miejsca na ekonomiczne użycie obróbki strumieniem jonów. Niemniej już obecnie są dziedziny ekonomicznego wykorzystania tego procesu, a dalsze jego dopracowanie z pewnością poważnie rozszerzy zakres zastosowań.

GOL.

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.

ŚWIDZIŃSKI J.

Amateur-built aircraft J-1 Prząśniczka

In this article the aircraft designed and built by sailplane pilot Jarosław Janowski is described. It is one of not numerous amateur-aircraft built in Poland after the second war. The aircraft has unconventional layout, simple and correct solved construction and easthetic form. It is known abroad as Don Kichot.

KORDZIŃSKI W.

Three-shaft helicopter engine Rolls-Royce BS.360

In this article the factors that affected the development of the three-shaft two-spool helicopter engine Rolls-Royce BS.360 are discussed, the general layout, construction, control system and technical data of this engine are presented, its development is shown and some critical notes about this engine are given.

STAFIEJ W.

The aerodynamic properties of the sailplanes having variable geometry wing aerofoil

High performances open class sailplanes are being equiped more and more often with the wing flaps varying the aerofoil camber line. This method makes possible increasing the sailplane performances due to the variation of its polar curve as the result of the variation of aerofoil aerodynamic properties. The aerofoils being used for such sailplanes have been developed by the NACA laminar aerofoils modifications resulting in the improved correlation between lift and drag.

SMOLICZ T.

Aircraft navigation using grid system

Starting by the PLL Lot the routes over the Atlantic makes necessary the use of grid navigational system. In the article the principles of this system are presented. It takes as the reference meridian a magnetic meridian of take-off or landing point or other freely choosen meridian. The determination of azimuth values enable the navigational charts. In the article the examples of navigational calculations for over Nort Atlantic flight are given and the factors that affect the navigation accuracy are emphasized.

Wskazówki

dla autorów

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

Objętość artykułu nie może przekraczać 10 stron maszynopisu.

Maszynopis należy dostarczyć w 2 egzemplarzach — oryginał plus kopia — na papierze o formacie A4; artykuł powinien być pisany jednostronnie z interlinią (30 wierszy na stronie po 50 znaków w wierszu).

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

W treści artykułu nie należy zostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny one być zamieszczone, należy zaznaczyć na marginesie, pisząc rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. 1.

Maszynopis powinien obejmować krótkie streszczenie w kilku zdaniach, zasadniczą treść artykułu, wykaz piśmiennictwa (literaturę), tablice i podpisy pod rysunki oraz fotografie.

Streszczenie, podpisy pod rysunki, tablice oraz literaturę należy dostarczyć również w 2 egzemplarzach, ale pisane na oddzielnych stronach, załączając je na końcu artykułu i ponumerować jako dalsze strony artykułu.

Pozycje literatury ponumerowane należy ułożyć w porządku alfabetycznym według nazwisk lub w porządku powoływania się na nie w tekście. Zapis książki powinien być następujący: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł dzieła, numer tomu, kolejność wydania, wydawca, miejsce i rok wydania, a zapis artykułu z czasopism: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł artykułu, tytuł czasopisma, rok, numer oraz ilość stron. Pozycje rosyjskie należy pisać w transkrypcji. Powołując się na literaturę w tekście należy podawać numer w nawiasie kwadratowym.

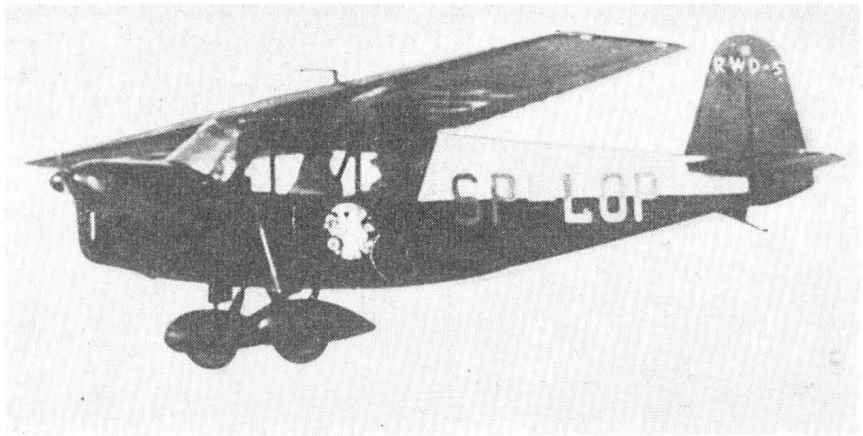
Podpisy pod rysunki powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone bądź kolejnymi cyframi, bądź literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

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

Fotografie powinny być odbite na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym; na fotografii nie można nanosić napisów, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi opisanie w Redakcji zgodnie z wymaganiami drukarni; minimalne wymiary fotografii 9 × 12 cm.

Jeżeli do artykułu mają wejść fotografie lub rysunki z innych wydawnictw, książek, katalogów, czasopism itp., należy wydawnictwa te złożyć w Redakcji wraz z artykułem. Po wykorzystaniu zostaną one zwrócone Autorowi.



Seryjny RWD-5

Nowe książki

McLeavy R.: **Jane's surface skimmers: hovercraft and hydrofoils 1971—72**. London, Sampson Low, Marston Co., str. 329 + 2, cena £ 7,50

Książka stanowi wyczerpujący przegląd, z podziałem na poszczególne kraje, budowanych obecnie i projektowanych poduszkowców wodnych i szynowych oraz wodolotów, a także silników stosowanych do napędu tych pojazdów. W książce uwzględniono również wodoloty opracowane w Polsce przez Instytut Okrętowy w Gdańsku oraz Żagloślizg Instytutu Lotnictwa. Oddzielny rozdział poświęcono podstawom teoretycznym budowy atomowych poduszkowców oceanicznych.

W. K.

Aleksandrow A. J., Borodin M. J., Pawłow W. W.: **Konstrukcje s zapłnitelami iz piono-plastow**. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, wyd. 2, str. 212, cena 75 kop. (7,50 zł)

W książce opisano strukturę, własności fizykomechaniczne i elektryczne tworzyw piankowych, konstrukcje przekładkowe z wypełniaczem z tych tworzyw i technologię otrzymywania tworzyw piankowych. Przytoczono przykłady zastosowania tworzyw piankowych w konstrukcji samolotów. Oddzielne rozdziały poświęcono metodom obliczeń wytrzymałościowych konstrukcji przekładkowych z wypełniaczem z tworzyw piankowych i metodom ich badań.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów obliczeniowców, konstruktorów i technologów. Mogą z niej korzystać również studenci wyższych szkół technicznych.

W. K.

Duchon Ju. I., Ilinskij N. N.: **Sriedstwa uprawlenija letatielnimi apparatami**. Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1972, str. 432, cena 1 rb. 82 kop. (18,20 zł)

W książce omówiono szczegółowo podstawy budowy i warunki efektywnego użytkowania urządzeń do sterowania i kierowania statkami latającymi, a mianowicie urządzeń łączności radiowej, radionawigacji, radiolokacji, systemów lądowania i systemów automatycznego sterowania i kierowania samolotami.

Książka jest przeznaczona dla personelu latającego i inżynierijno-technicznego lotnictwa wojskowego i cywilnego, a także dla wszystkich interesujących się techniką lotniczą.

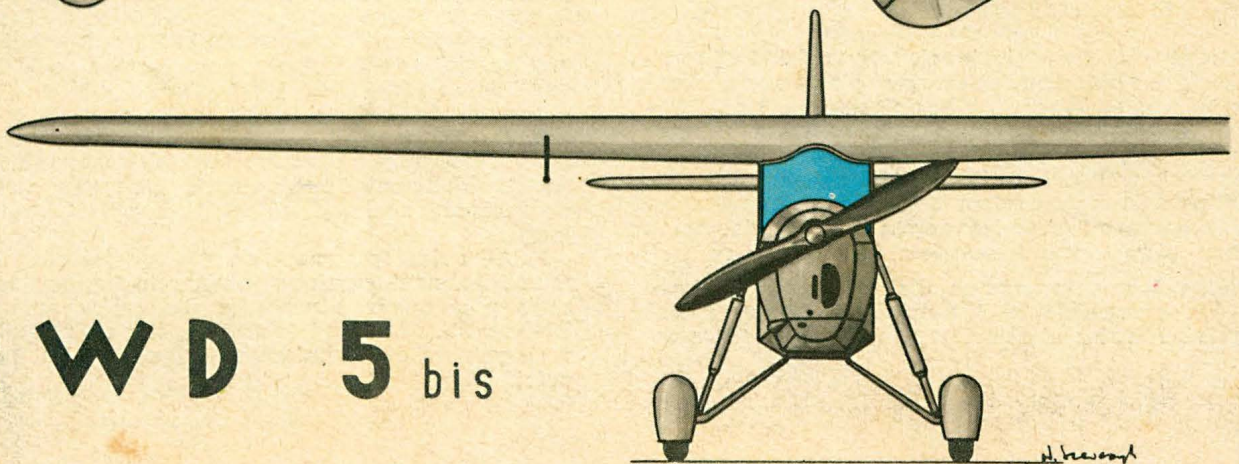
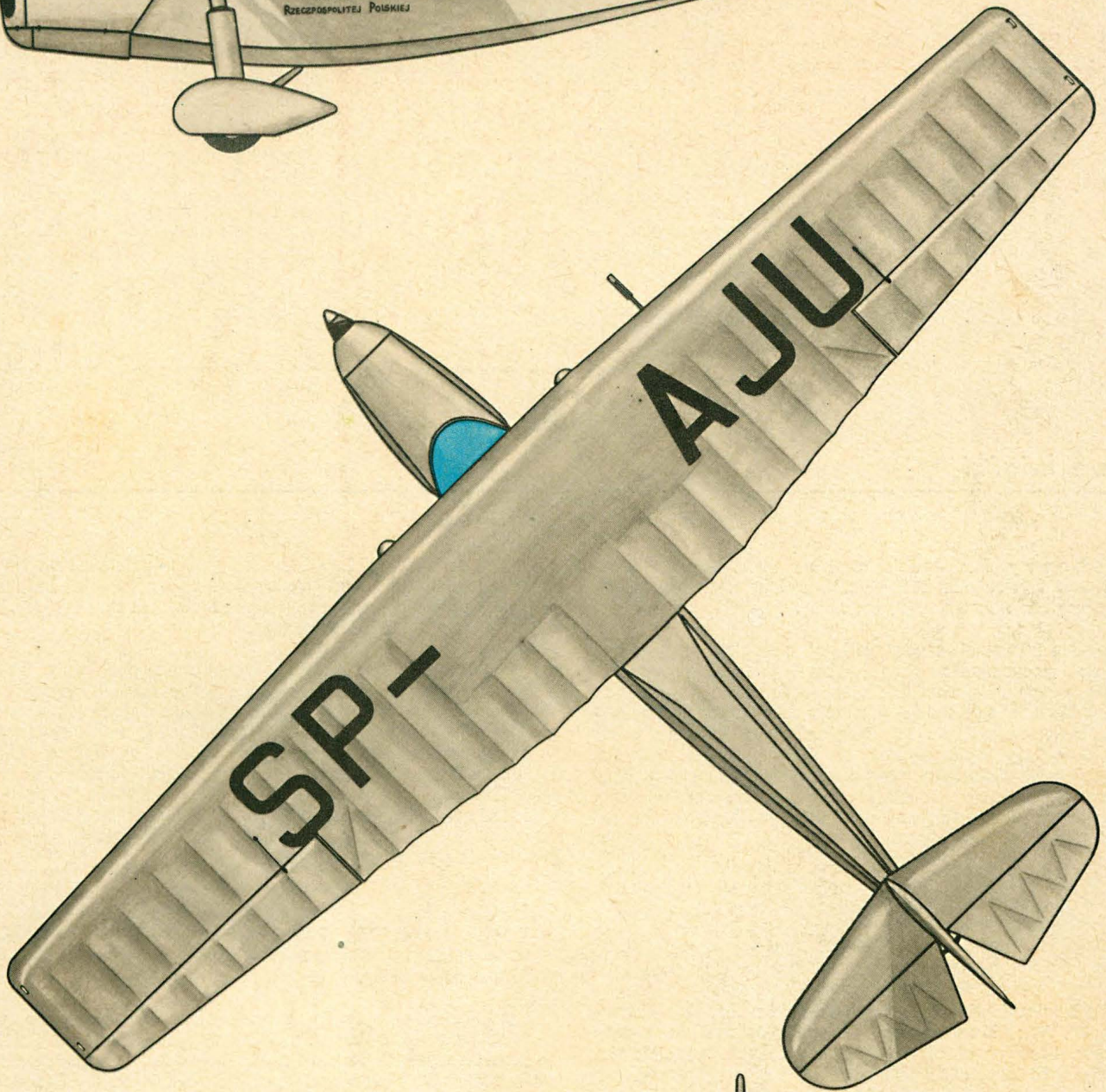
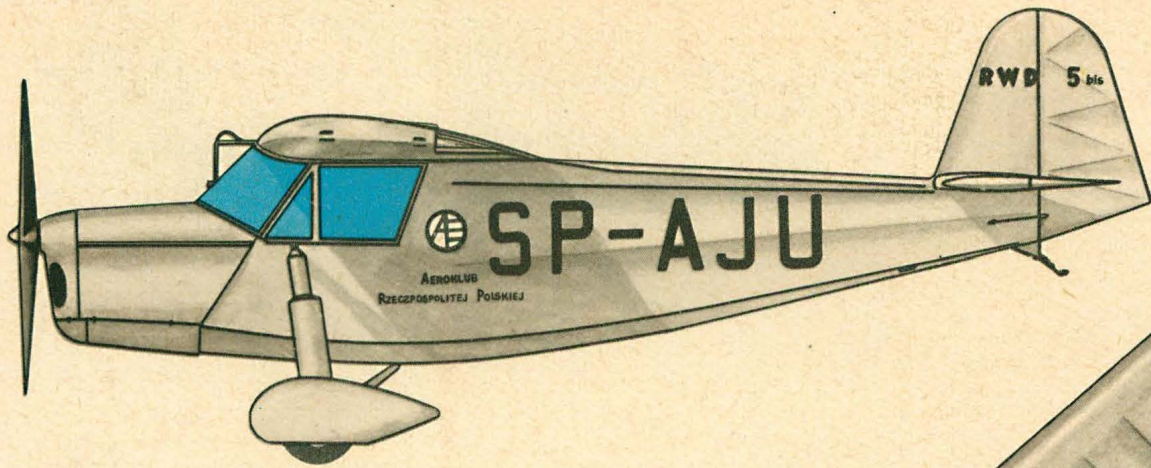
W. K.

Pulier J. M.: **Bortowyje distancjonnoizmieritelnyje systemy**. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 228, cena 94 kop. (9,40 zł)

W książce opisano urządzenia pokładowe do pomiarów odległości i modulatory pomiarowe o działaniu ciągłym i impulsowym stosowane w systemach sterowania i kontroli statków latających. Przedstawiono metody matematyczne obliczeń inżynierskich i analizy dokładności systemów pomiaru odległości i oddzielnych elementów pomiarowych. Podano podstawowe zasady budowy elektromechanicznych modulatorów pomiarowych, m. in. na typowych indukcyjnych i logicznych elementach elektronowych. Przytoczono obliczenia konkretnych systemów pomiarowych, które znalazły zastosowanie w statkach latających.

Książka jest przeznaczona dla specjalistów i pracowników naukowych zajmujących się projektowaniem przyrządów i urządzeń dla celów automatyki i telemetrii. Może być także przydatna dla studentów wyższych szkół technicznych odpowiednich specjalności.

W. K.



RWD 5 bis

Al. Kowalski