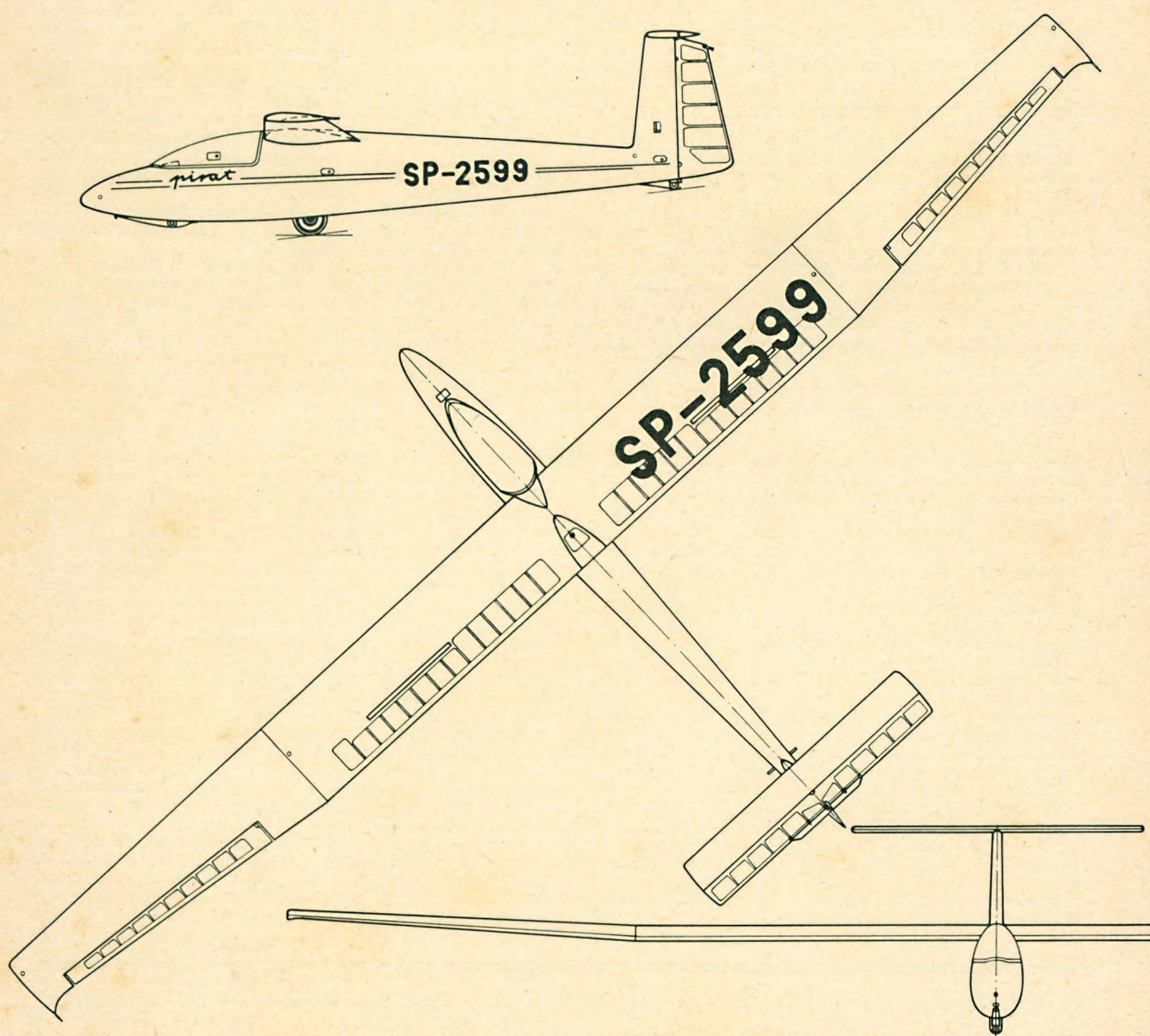


lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Z działalności Sekcji Lotniczych

Zarząd Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP — pragnąc przyczynić się do zacieśnienia kontaktów towarzyskich, społecznych i fachowych między lotnikami ustatyli dzień spotkań towarzyskich.

Zapraszamy

Członków i sympatyków Sekcji Lotniczych w drugi czwartek każdego miesiąca do Klubu NOT przy ul. Mazowieckiej 12, w godzinach 18—20 dla omówienia spraw stowarzyszeniowych i prywatnych, dla przejrzenia zgromadzonych tam czasopism lotniczych i innych lub w celu wypicia kawy. Możemy spotkać się w czytelni na parterze lub na piątku. Prosimy też o przybycie Kolegów z terenu, obecnych w tym dniu w stolicy.

Ostatnio — z inicjatywy kolegów z SITK — odbyło się wspólne zebranie Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej i Sekcji Lotniczej SIMP, któremu przewodniczył kol. E. Kołodziński.

W pierwszej części zebrania omówiono zagadnienia będące przedmiotem bieżącej współpracy obu sekcji, a mianowicie:

- sprawę wykorzystania wniosków z ubiegłorocznej II konferencji pn. *Aktualne problemy polskiego lotnictwa*,
- zagadnienia programowe, wydawnicze i kolportażowe „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”,

- sprawę właściwego doboru tematyki do wkładki lotniczej terminarza NOT,
- programu wyższych studiów lotniczych, które powinny obejmować niezbędne specjalizacje branżowe.

W drugiej części zebrania przewodniczący Sekcji Lotniczych zapoznał obecnych z kierunkami działalności swych organizacji w 1973 r. Kol. Kołodziński (SITK) poinformował, że w październiku br. odbędzie się w Gdańsku konferencja pn. *Lotnictwo jako element przestrzennego zagospodarowania aglomeracji miejskiej*.

27 lutego odbyło się spotkanie zarządów Oddziału Warszawskiego

Sekcji Lotniczej SIMP i Koła naszej Sekcji przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. W spotkaniu oprócz kol. W. Wójcicka i członków Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji — wzięli udział kol. kol. przewodniczący Kół SIMP: H. Dąbrowski (ITWL), Z. Prochot (Szefostwo Techniki Lotniczej MON), L. Pinkosz (LZR) i L. Jarzębiński (WSK-Okęcie).

W związku ze zbliżającym się jubileuszem 20-lecia działalności Instytutu — Zarząd Koła SIMP przy ITWL (które liczy 75 członków) nadał spotkaniu bardziej uroczystą oprawę. Wyświetlono więc film na temat rozwoju oraz dorobku Instytutu. Spośród tematów pokazanych na filmie warto wymienić kilka ciekawszych i ważniejszych:

- Opracowanie farb defektoskopowych
- Wprowadzenie tensometrów foliowych
- Zaprojektowanie sztucznego celu
- Zastosowanie kabin treningowych
- Wprowadzenie urządzeń diagnostycznych
- Zastosowanie izotopów do badania żywności opon
- Opracowanie urządzenia do badania gruntów lotniskowych
- Zaprojektowanie urządzeń do obsługi i badania wyposażenia pokładowego
- Opracowanie nowych systemów kierowania ruchem lotniczym.

Na zebraniu zgłoszono następujące odczyty, oferowane do wygłoszenia a ilustrowane filmami:

- R. Witkowski: I śmigłowcowe mistrzostwa świata w Brückeburg, NRF; samoloty w Farnborough; samoloty gospodarcze
- E. Gruszczyński: Kierunki rozwojowe materiałów na elementy silników odrzutowych
- G. Potocki: Optymalizacja obsługi profilaktycznej urządzeń technicznych na przykładzie samolotu
- R. Sadkowski: Pomiar bezdotykowe na przykładzie samolotu.

Na skraju lotniska Gocław, przy ul. Miedzeszyńskiej 646 mieści się Centralny Zespół Lotnictwa Sanitarnego. O działalności pogotowia lotniczego, o jego personelu lotniczym i sanitarnym — często na-

W następnym numerze...

O społecznej wartości czasu jako elementu rachunku opłacalności w transporcie lotniczym pisze A. Gałęcki. Społeczna wartość czasu stale wzrasta i jest ściśle związana z rozwojem gospodarczym, brak jednak dotąd ścisłej definicji tego pojęcia. Autor podejmuje próbę określenia „roboczej” definicji społecznej wartości czasu i ustalenia jej znaczenia w transporcie lotniczym.

O szybowcu SZD-43 Orion piszą J. Kubalańca i J. Knapik. Jest to szybowiec o mieszanej konstrukcji: drewno-metal-laminat, przy opracowaniu którego wykorzystano niektóre rozwiązania konstruktcyjne szybowców Jantar i Cobra.

O sposobie opracowania programu próby zmęczenia skrzydła szybowca SZD-37 Jantar pisze W. Stafiej. Jest to pierwszy polski szybowiec o skrzydle całkowicie laminatowym, dlatego wszelkie założenia eksploatacyjne oparte są

jedynie na przewidywaniach. W artykule omówiono sposób konstruowania bloku obciążenia stosowanych dla szybowca treningowo-wyczynowego typu Mucha lub Pirat, o parametrach typowych dla szybowca treningowo-wyczynowego, używanego do nauki i treningu akrobacji podstawowej w aeroklubach.

Wiele przytoczonych założeń ma charakter dyskusyjny. Omówiony program próby jest podstawą do jej realizacji praktycznej po rozwiązaniu wielu dalszych problemów związanych z budową, uruchomieniem i opracowaniem systemu sterującego stoiska i zespołu niezbędnej aparatury.

O potrzebie zainteresowania publicystyki i planowania przestrzennego problematyką małych lotnisk pisze J. Chojnacki. Omawia zasady programowe projektowania lotnisk sportowo-usługowych typu wojewódzkiego, które są pionier-

skim opracowaniem wydanym przez Aeroklub PRL i zwraca uwagę na konieczność uwzględnienia takich lotnisk na mapach przyszłego zagospodarowania regionów.

O metodzie spajania dyfuzyjnego stosowanej do łączenia nowych materiałów żaroodpornych i specjalnych stopów używanych do budowy samolotów, rakiet i statków kosmicznych pisze W. Karliński. Omawia budowę i zasadę działania urządzenia do spajania skonstruowanego w Instytucie Lotnictwa, podających wyniki własnych badań przy spajaniu stopu EJ437B, stali 1H18N9T i 2H3, a następnie podaje przykłady zastosowania spajania dyfuzyjnego w technice lotniczej i kosmicznej.

O najpopularniejszym w okresie międzywojennym polskim samolocie sportowym i szkolnym RWD-8 pisze A. Glass. Był to najliczniej budowany polski samolot.

Przepraszamy Czytelników za zmniejszenie objętości tego numeru do 32 stron. W zamian objętość jednego z następných numerów będzie odpowiednio powiększona

TECHNIKA
lotnicza
 i ASTRONAUTYCZNA

6/73

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.
Specjalizacja polskiego przemysłu lotniczego	1
Z KRAJU I ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
Z. Olszański: Samoloty i śmigłowce polskiego lotnictwa sanitarnego 1955—1980)	4
K. Szumański: Analiza zastosowania skrzydła pomocniczego na śmigłowcu	9
NOWOSCI TECHNICZNE	14
KARTOTEKA TLiA	
HAL HA-31 Mk II Basant, Embraer EMB-110 Bandeirante	15
Short SC. 7 Skyvan, Glasflügel 604 22m	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE 11	
Pilot i kabina	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE 12	
Charakterystyki geometryczne i ciężar rur	20
R. Garnarek: Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła. Część 3	21
W. Waśkowski: Modernizacja wyposażenia zakładów przemysłu lotniczego	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 8	
Dane techniczne	25
HOBOCTИ ИЗ ПОЛЫБИИ, NEWS FROM POLAND	26
W. Kordziński: Transportowiec kosmiczny North American Rockwell	27
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: PWS-101 — szybowiec, który przyniósł medal Lienthala	30
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP	II okł.
W NASTĘPNYM NUMERZE	II okł.
CO PISZĄ INNI	IV skrz.
Na okładce: Szybowiec SZD-30 A Pirat — rys. J. Misiak	



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. Grzegorzczuk*, 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. 245/73. 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 61 × 86. R-86.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

OLSZAŃSKI Z.

Самолеты и вертолеты польской санитарной авиации в 1955—1980 годах

В статье кратко описана история создания польской санитарной авиации и ее развитие.

Описаны преимущества и недостатки самолетов и вертолетов, используемых в авиационной санитарной службе в период 1955—1972 г.

Указаны предусматриваемые изменения авиационного оборудования, которое будет лучше подготовлено к выполнению санитарных задач. Новые самолеты и вертолеты уже постепенно внедряются в эксплуатацию, в т.ч. двухмоторный самолет Морава L-200 и вертолет Ми-2.

SZUMAŃSKI K.

Анализ применения вспомогательного крыла на вертолете

В статье приведены основные данные механики полета вертолетов, оборудованных крылом, описаны физические явления, происходящие при взаимодействии ротора и крыла, а также проведен анализ возможности улучшения летных качеств вертолета в случае применения вспомогательного крыла.

GARNCAREK R.

Анализ аэродинамических характеристик устройств, увеличивающих подъемную силу крыла 3 часть

В третьей части статьи описывается влияние близости земли на аэродинамическую характеристику закрылков. В статье имеются рисунки, позволяющие составить аэродинамическую характеристику самолета с учетом влияния близости земли. В заключение приведены выводы, разработанные на основе проведенных исследований.

WAŚKOWSKI W.

Модернизация оборудования предприятий авиационной промышленности

В статье представлено развитие современных методов обработки, применяемых на авиационных предприятиях в Соединенных Штатах.

Приведен количественный и качественный рост оборудования современными станками, необходимыми для обработки новых материалов, применяемых в авиационных конструкциях. Обращено внимание на преимущества, достигаемые благодаря новым методам обработки, а также приведены примеры их применения.

KORDZIŃSKI W.

Космический транспорт, North American Rockwell

После нескольких лет подготовительных работ в США приступили к сооружению космического транспорта многократного использования, который благодаря снижению стоимости осуществления космических исследований, позволит значительно расширить программу использования космоса. Сооружаемый фирмой North American Rockwell транспорт имеет готическое крыло дельта, главные двигатели, работающие на жидком водороде и жидком кислороде, двухструйные двигатели для полета в атмосфере, невосстанавливаемый наружный резервуар жидкого водорода, жидкого кислорода и два восстанавливаемые подъемные двигатели, работающие на твердом горючем материале. Развитие космического транспорта свидетельствует о тесной связи между авиационной техникой и астронавтикой.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII CZERWIEC 1973

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

6

Specjalizacja polskiego przemysłu lotniczego

W latach międzywojennych każdy kraj starał się produkować wszystkie rodzaje potrzebnych mu samolotów — dążąc do samowystarczalności w tej dziedzinie. Dziś ogromny postęp w technice lotniczej, jaki dokonał się w ostatnim dwudziestopięcioletniu, spowodował, iż zbudowanie dużego samolotu pasażerskiego czy szybkiego samolotu wojskowego pochłania tak ogromne środki finansowe na badania, budowę prototypu i uruchomienie produkcji oraz wymaga tak licznych wyposażenia naukowo-badawczego, że mogą sobie na to pozwolić bądź duże państwa, bądź współpracujące z sobą duże wytwórnie co najmniej kilka krajów. Podobnie przedstawia się sprawa budowy nowych typów silników lotniczych. Należy równocześnie podkreślić, że koszt opracowania nowych konstrukcji wzrósł wielokrotnie w ostatnich latach z powodu dojścia do bardzo wysokiego poziomu osiągnięć i małych kosztów użytkowania w poszczególnych kategoriach samolotów. Obecnie podniesienie osiągnięć czy ekonomii o 5% wymaga częstokroć podwojenia nakładów na prace badawczo-rozwojowe nad prototypem. Przeto każdy krok naprzód jest coraz kosztowniejszy, a własne doświadczenia w budowie danej kategorii samolotów coraz cenniejsze.

W tej sytuacji ukształtował się światowy podział produkcji lotniczej. Budową dużych samolotów pasażerskich i transportowych oraz ciężkich i szybkich samolotów bojowych zajmują się tylko duże państwa dysponujące ogromnymi środkami materialnymi. Równocześnie te duże państwa inwestując swe środki głównie w prace kosztowne — zaniedbują pracę na polu samolotów lekkich. W wyniku tego pozostałe kraje zajęły się takimi tematami, jak samoloty komunikacji lokalnej i lokalnego transportu, samoloty wielozadaniowe, samoloty gospodarcze i rolnicze, samoloty sportowe i szkolne, odrzutowe samoloty szkolno-treningowe i treningowo-bojowe, lekkie i średnie śmigłowce, szybowce i motoszybowce. Na tych polach rozwijają swą działalność np. przemysły lotnicze Czechosłowacji, Kanady, NRF czy Włoch, czyli państw o sporym przemyśle lotniczym, lecz nie dorównującym największym potęgą w tej dziedzinie.

Gdy w świetle ogólnoświatowej sytuacji rozpatrywać specjalizację polskiego przemysłu lotniczego w kierunku samolotów lekkich, należy uznać, iż została ona wybrana bardzo trafnie.

Polski przemysł lotniczy rozwija działalność w następującym zakresie:

- śmigłowce lekkie i średniej wielkości (uprzednio SM-1, obecnie Mi-2 oraz ich modyfikacje i następca)
- samoloty lokalnego transportu (produkcja An-2, obecnie potrzebny jest jego następca)

- samoloty rolnicze duże (produkcja An-2 i jego następca M-15)
- samoloty rolnicze średniej wielkości (uprzednio Gawron, a obecnie PZL-106)
- samoloty wielozadaniowe lekkie (uprzednio Jak-12, obecnie Wilga i jej odmiany rozwojowe)
- samoloty szkolne i sportowe (uprzednio Junak, obecnie konieczny jest jego następca)
- samoloty odrzutowe szkolno-treningowe i treningowo-bojowe (Iskra i jej odmiany rozwojowe)
- szybowce wyczynowe (Foka, Cobra, Orion, Jantar)
- szybowce i motoszybowce szkolne (Bocian, SZD-45)

Dorobek oraz doświadczenie naszego przemysłu w tych dziedzinach pozwalają sądzić, iż w krótkim czasie zmodernizujemy naszą produkcję bądź przez modyfikację aktualnie produkowanych wyrobów, bądź przez opracowanie nowych prototypów. Oczywiście szanse najszybszego wejścia do produkcji przede wszystkim mają te wyroby, w których w maksymalnym stopniu zostały wykorzystane dotychczasowe doświadczenia. Jest to zresztą droga, na której najsłynniejsze wytwórnie uzyskały największe sukcesy, gdyż uniknięcie zbyt wielu rozwiązań eksperymentalnych zawsze znacznie skraca czas przygotowania prototypu do produkcji. Spośród prototypów, które powstały w ciągu ostatnich kilkunastu miesięcy wyróżniają się szybowce Jantar i Orion, które otworzą okres produkcji szybowców laminatowych w naszym kraju. Tegoroczne prototypy samolotu rolniczego PZL-106 i motoszybowca SZD-45 mają dobre perspektywy zbytu. W budowie znajduje się M-15, rolniczy następca samolotu An-2. W opracowaniu są dalsze modyfikacje sprzętu i prototypy.

Oczywiście równolegle z uruchomieniem produkcji nowych samolotów i śmigłowców konieczne jest rozwiązanie problemu napędów i wyposażenia do nich. Ponieważ opracowanie silnika i wyposażenia trwa zazwyczaj dłużej niż płatowca, powinny to być zarówno licencje, jak i opracowania własne.

Warto równocześnie podkreślić, że współczesny przemysł lotniczy nie żyje obecnie tylko z produkcji własnych samolotów, lecz także w dużym stopniu z produkcji kooperacyjnej z wytwórniami zagranicznymi. Dlatego wśród aktualnych zadań naszego przemysłu lotniczego na poważnym miejscu znajduje się sprawa nawiązania współpracy z innymi krajami i podjęcie produkcji kooperacyjnej, która z reguły jest korzystna ekonomicznie i wzbogaca kraj o nowe technologie.



POLSKA

● W bieżącym dziesięcioleciu polski przemysł lotniczy planuje eksport sprzętu lotniczego za 8 mld zł dew. (ok. 2 mld dol.). Jest to dwa razy więcej niż wyniósł cały polski eksport lotniczy w dwudziestolecie 1950—1970.

● Wytwórnia WSK-Delta-Mielec do 1973 r. wyprodukowała 5600 samolotów An-2, z czego 3300 w wersji rolniczej. Resztę stanowiły przede wszystkim samoloty w wersji transportowej.

● Dalsze egzemplarze samolotu PZL-104 Wilga zakupiły krajewice przedsiębiorstwa i instytucje. Wilgę zakupiły Radomskie Odlewnie Metali oraz Wojewódzka Rada Narodowa w Kielcach. Kielecka Wilga będzie wykorzystywana do lotów służbowych, patrolowych nad lasami oraz ratowniczych i sanitarnych.

● Polskie szybownictwo dysponuje ok. 700 szybowcami, których średni wiek wynosi ok. 10 lat (Muchy Standard, Bociany, Foki).

Niewiele jest Piratów, Fok 5, Cobl itp. w aeroklubach, gdyż przemysł ma zamówienia eksportowe na całą swoją produkcję.

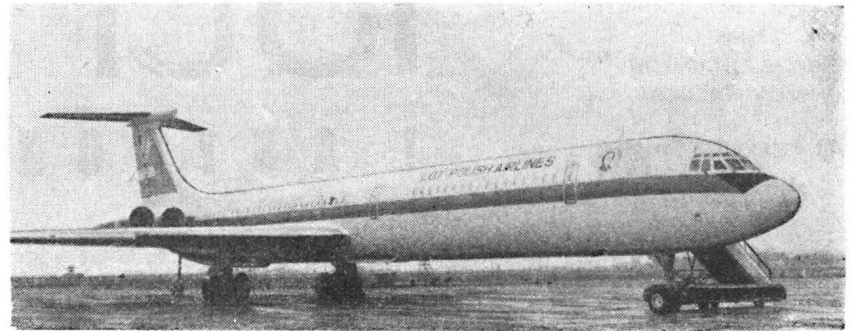
● W kwietniu br. został oblatany prototyp samolotu rolniczego PZL-106 zbudowanego w WSK-Okecie w Warszawie, a zaprojektowanego przy współpracy Instytutu Lotnictwa. Pierwszy prototyp napędzany jest amerykańskim silnikiem Lycoming 400 KM. Samolot jest dolnopłatem metalowej konstrukcji, z kratownicowym kadłubem o łatwo zdejmowanym pokryciu. Samolot może zabrać na pokład 700 kg środków chemicznych.

● Angielski miesięcznik lotniczy „Air Pictorial” zamieścił w nr 1/1973 artykuł opisujący dzieje PLL Lot. Artykuł jest bogato ilustrowany zdjęciami oraz zawiera wykaz znaków rejestracyjnych wszystkich samolotów używanych przez Lot od 1929 r. do chwili obecnej. W nrze 7/1972 tego czasopisma były przedstawione samoloty polskich linii lotniczych Aerolloyd i Aerolot z lat 1922—1928 i ich dzieje.

● PLL Lot w ub. r. przewiozły 465 tys. pasażerów na liniach międzynarodowych i 875 tys. na trasach krajowych. Planuje się, że w 1980 r. loty krajowe obejmą 2,5 mln osób, zaś zagraniczne — 1,4 mln. W roku 1990 Lot ma przewieźć 13 mln pasażerów. Przewiduje się, że — dotychczas skromna — sieć dziesięciu lotnisk krajowych w roku 1980 zostanie powiększona do 15, a w roku 1990 — do 30. Sieć połączeń lotniczych obejmie wówczas wszystkie ważniejsze miasta oraz główne ośrodki wypoczynkowe i turystyczne.

● Obecnie realizuje się drugi etap modernizacji lotnisk, w ramach którego Okecie otrzyma nowoczesniejsze urządzenia, umożliwiające lądowanie w trudnych warunkach atmosferycznych, a lotniska w Rzeszowie, Krakowie i Poznaniu — urządzenia do lądowania w warunkach pierwszej kategorii według ICAO.

● Na Okecie rozbudowany będzie dworzec międzynarodowy, a dworzec krajowy otrzyma jeszcze w tym roku nowy pawilon. Przy pomocy finansowej władz wojewódzkich i miejskich powstaną nowe dworce lotnicze w Rzeszowie i Koszalinie. Największą inwestycją tego typu w bieżącym pięcioleciu jest budowa portu lotniczego dla



Trzeci Il-62 Polskich Linii Lotniczych LOT SP-LAC Fryderyk Chopin
Fot. J. Czerniak

Trójmiasta w rejonie Gdańska-Rębiechowa. O prowadzonych tam pracach informowaliśmy ostatnio.

● Dzięki czterem rekordom Edwarda Makulki, zdobytych podczas pobytu w USA, Polska — obok ZSRR — przoduje na liście światowych rekordów szybowcowych 1972 r. W aktualnej tabeli — na 32 oficjalne rekordy — do polskich i radzieckich pilotów należy po 7 rekordów świata. Po 5 rekordowych osiągnięciach mają reprezentanci USA i NRF, po — 3 Australia i W. Brytania, a 2 należą do pilotów RPA.

● W lutym zakończyły się pierwsze, 2-tygodniowe wykłady w Szkole Fizyki Kosmicznej, zorganizowanej w Jabłonie z inicjatywy Komitetu ds. Badań i Pokojowego Wykorzystania Przestrzeni Kosmicznej PAN. Kierownikiem naukowym Szkoły jest sekretarz Komitetu Astronomii PAN doc. dr hab. S. Grzędziński. Szkoła ma dać początek stałej placówce badań Kosmosu. Należy się liczyć z tym, że — tak samo jak na całym świecie — i w naszym kraju rozwój nauki i techniki kosmicznej pozwoli na znacznie unowocześnienie pewnych technologii. Niektóre z nich mogą być wykorzystane do użytku powszechnego, co znacznie przyspieszy rozwój najbardziej nowoczesnych technik, np. elektroniki i automatyki.

● W ramach programu naukowego krajów socjalistycznych „Interkosmos” toruński radiospektrograf wyniesiony zostanie na orbitę wokółziemską na pokładzie radzieckiego satelity. W obserwatorium astronomicznym w Piwnicach (12 km od Torunia) opracowany został projekt budowy wielkiego interferometru składającego się z 5 radioteleskopów o średnicy 25 m każdy, rozstawionych na przestrzeni 3 km. Urządzenie to pozwoli obserwować całą galaktykę.

● Architekci polscy są współautorami projektu dworca lotniczego w Montrealu. Projekt obejmuje zespół 32-kondygnacyjnych wieżowców, centrum usługowego i 6-kondygnacyjny kompleks podziemny. Trudności komunikacyjne ruchu pasażerskiego rozwiązuje się metra.

● Szybka kolej ma w przyszłości zapewnić połączenie Warszawy ze stolicą Międzynarodowym Portem Lotniczym. Uwzględni to zaprezentowany w Ministerstwie Komunikacji projekt układu sieci linii niekonwencjonalnych PKP.

● W ramach bezpaszportowego ruchu komunikacyjnego między NRD a Polską zostały otwarte linie lotnicze z Berlina do Krakowa i Gdańska. Linie te obsługują dwa razy w tygodniu samoloty Interflugu typu An-24.



BULGARIA

● W 1971 r. bułgarskie linie lotnicze Balkan utworzyły Ośrodek Działalności Technicznej, Naukowo-Badawczej i Doświadczalnej CTNIRD zajmujący się problemami technicznymi, polityki ekonomicznej oraz prognozowania dla bułgarskiego lotnictwa cywilnego w zakresie transportu lotniczego, lotnictwa rolniczego, gospodarczego i sanitarnego.



FRANCJA

● Przemysł francuski wyprodukował w ostatnim dziesięcioleciu ponad 4000 samolotów lekkich. Większość stanowiły samoloty jednosilnikowe. Ponad 50% samolotów zbudowano w oparciu o projekty francuskie.

● Zgłoszony w parlamencie projekt ustawy przewiduje utworzenie funduszu z opłat lotniskowych i towarzystw przewozowych w porcie Roissy-en-France. Fundusz ten ma być przeznaczony dla mieszkańców okolic lotniska na pokrywanie szkód i kosztów przesiedlenia.



NRD

● Szybownictwo NRD ma obecnie ok. 800 szybowców w tym większość szybowców Pirat, Foka i Bocian polskiej produkcji. Średni wiek tych szybowców wynosi ok. 4 lat.



NRF

● Wytwórnia szybowców Schleicher z końcem 1972 r. zakończyła produkcję szybowców drewnianych Ka-6E i jednomiejscowych motoszybowców AS-K14, koncentrując cały swój wysiłek produkcyjny na szybowcach laminatowych AS-W15B, AS-W17 oraz dwumiejscowych szkolnych AS-K13 mieszanej konstrukcji. W budowie znajduje się nowe pomieszczenie warsztatowe, gdzie będzie produkowany dwumiejscowy motoszybowiec AS-K16. Od uruchomienia produkcji w 1954 r. wytwórnia Schleicher zbudowała 4236 szybowców.



USA

● Na nowojorskim lotnisku im. Johna F. Kennedy'ego odbyła się uroczystość nadania samolotowi Boeing 707 linii Pan-American imienia *Nicolaus Copernicus*. Matką chrzestną była żona ambasadora PRL w Waszyngtonie. Po wylądowaniu na Okęciu załoga i pasażerowie samolotu otrzymali kwiaty i upominki. Samolot latać będzie na linii Nowy Jork—Londyn—Warszawa.

● Duży samolot pasażerski Douglas DC-10 przeszedł 19-miesięczne (od 1971 r.) próby zmęczeniowe. Przeprowadzono 120 000 symulowanych godzin lotu, co odpowiada 40-letniej eksploatacji.

● Podczas pokazowego lotu samolotu Lockheed L-1011 TriStar zademonstrowano, że poziom hałasu silników Rolls-Royce RB.211 wynosił poniżej 75 dB. W tych warunkach przyrząd pomiarowy hałasu w ogóle nie zarejestrował.

● Dwa przypadki otwarcia się, w czasie lotu, nosowego luku bagażowego skłoniły organ kontroli sprzętu lotniczego w USA do zwrócenia się do Federalnego Zarządu Lotnictwa FAA o wydanie przepisów uniemożliwiających tego rodzaju wypadki. Urząd bezpieczeństwa transportu sugeruje zastosowanie podwójnego zabezpieczenia luku.

● Firma Piper wyprodukowała ponad 90 000 samolotów, a zakłady Cessna 10 000. Wytwórnia Piper zbudowała już 20 000 samolotów Cherokee. Mając na uwadze polepszenie koniunktury Cessna przewiduje, że od 1976 r. produkować będzie po 10 000 samolotów rocznie, zaś z tej liczby ponad 1000 sprzedawać będzie w Europie.

● Przewidując znaczne ograniczenie kredytów w budżecie na rok 1973/74 (na rok 1972/73 wynosiły one 3400 mln dol.) kierownictwo NASA już teraz przystępuje do redukcji zatrudnionego personelu, rozkłada na dłuższy okres niektóre realizowane programy, a z pewnych mniej ważnych projektów rezygnuje całkowicie. W szczególności, prawie o rok opóźnione zostanie wprowadzenie do akcji tzw. promu kosmicznego, przewidziane pierwotnie na 1978 r.

Natomiast oszczędności budżetowe nie wpłyną na plany realizacji programu umieszczenia na orbicie laboratorium kosmicznego Skylab oraz projektu spotkania i połączenia w przestrzeni kosmicznej amerykańskiego statku Apollo z radzieckim Sojuz. Do tych przedsięwzięć Stany Zjednoczone przywiązują szczególną wagę. „Prom kosmiczny” ma służyć do utrzymania wielokrotnej łączności między Ziemią z obiektami na orbicie (dla wymiany załóg, przewożenia sprzętu i zaopatrzenia, ratowania astronautów w razie niebezpieczeństwa itp.). Projektuje się też wykorzystanie

go jako wyrzutni dla mniejszych satelitów oraz przy sprowadzaniu na Ziemię obiektów kosmicznych, które spełniły już swe zadania. „Prom kosmiczny” będzie mógł zabierać ok. 30 T ładunku i do 12 osób. Przewiduje się, że jeden taki pojazd można będzie użyć przeszło 100 razy. Na realizację tego programu NASA preliniuje 5 mln dol.



W. BRYTANIA

● W wyniku zamierzonej od kilku lat reorganizacji, powołano w Wielkiej Brytanii do życia Civil Aviation Authority (CAA) — Zarząd Lotnictwa Cywilnego, na którym spoczywa odpowiedzialność za ekonomiczny, eksploatacyjny i techniczny stan angielskiego lotnictwa cywilnego. CAA spełniać będzie szeroki nadzór, poczynając od kontroli statków powietrznych aż do nadzoru ruchu lotniczego.

● W Londynie powstał Komitet reprezentujący 36 organizacji, sprzeciwiających się ograniczeniu programu produkcji samolotów Concorde. Związki zawodowe domagają się utrzymania w ruchu obydwóch taśm montażowych: we Francji i w Wielkiej Brytanii. W Anglii decyzja dotyczy losu 30 tysięcy wykwalifikowanych pracowników oraz 700 zakładów kooperujących.



WŁOCHY

● Włoski dwumiejscowy metalowy szybowiec wysokowydajny *Calif A-21* sprzedawany jest w USA po 18 000 dol., a jego odrzutowa wersja motoszybowcowa *Calif A-21J* po 32 000 dol.



ZSRR

● W związku z przystąpieniem ZSRR do ICAO Radzieckie Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego opracowało 10-letni plan przystosowania kontroli ruchu lotniczego. Przedstawiciele lotnictwa cywilnego ZSRR zapoznali się we Francji z lotniskami i ich wyposażeniem. Delegacja radziecka przestudiowała również organizację kierowania ruchem powietrznym na największym lotnisku świata Chicago O'Hara.

● Aeroflot wprowadza francuski, elektroniczny system łączności typu *Data-systeme DS-4* (produkcji *I-my CGCT*).

Urządzenie to zapewnia telegraficzną łączność z lotniczą siecią międzynarodową według wymogów ICAO. System pracuje zarówno przy użyciu alfabetu łacińskiego, jak i cyrylicy.

● W Związku Radzieckim powstanie na prawach wyższej uczelni ośrodek szkoleniowy lotnictwa cywilnego krajów RWPG. Organizację ośrodka opracują instytuty lotnictwa cywilnego ZSRR i NRD. Ośrodek będzie szkolił personel w obsłudze nowych typów samolotów, prowadzić szkolenie doskonalące dla kapitanów samolotów oraz kształcić inżynierów w zakresie bezpieczeństwa lotów.

OGÓLNE

● Już cztery przedsiębiorstwa lotnicze należą do konsorcjum *Europplane* prowadzącego studium cichego samolotu na krótkie trasy typu Q/STOL dla 140—180 pasażerów. Są to firmy następujące: brytyjska — *British Aircraft Corp.*, szwedzka — *SAAB-Scania*; z NRF — *Messerschmitt-Bölkow* — *Blohm* oraz hiszpańska — *Construcciones Aeronauticas (CASA)*. Warto dodać, że konkurentem *Europplane* jest zresztem *Quiet Airliner* (obejmujące firmy: *VFW* — *Fokker*, *Hawker Siddeley Aviation Ltd.*, *Dornier A. G.*) oraz spółka *Boeing — Aeritalia*.

● Na świecie zarejestrowanych jest 213 000 samolotów cywilnych, z czego 71% przypada na Stany Zjednoczone. Tylko nieznaczna ich część stanowi samoloty transportowe, zaś większość to samoloty sportowe i prywatne.

● Stwierdzono, że wiry powietrzne powstające za dużym samolotem transportowym dają się odczuć w odległości 75 km. Wzburzenie powietrza wywołane przez dwu- lub trzysilnikowe samoloty odrzutowe może zagrażać małym samolotom w promieniu około 15 km.

● Jedenaście państw zachodniej Europy ustaliło program współpracy kosmicznej. Zresztem *ELDO* i *ESRO* połączone zostaną w jedną, centralną organizację, działającą na podobnych zasadach jak NASA. Nosić ona będzie nazwę *Agence Spatiale Europeenne (ASE)*. Inne programy badań kosmicznych zostaną w przyszłości zintegrowane, co pozwoli uniknąć rozproszenia wysiłków i kosztów.

Kraje zachodnioeuropejskie przyłączają się do amerykańskiego programu *Post-Apollo*, w ramach którego zamierzają zrealizować własnym kosztem projekt tzw. *Sortie-module*, tj. kabinę dla promu kosmicznego.

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.

Mgr inż. ZDZISŁAW OLSZAŃSKI

Samoloty i śmigłowce polskiego lotnictwa sanitarnego (1955-1980)

W Polsce lotnictwo sanitarne w formie wyodrębnionej, wyspecjalizowanej służby stanowiącej integralną część służby zdrowia zorganizowano w 1955 r. Przedtem służby takiej praktycznie nie było.

Niektóre tylko województwa miały samolot sanitarny, fundowany niejednokrotnie ze składek ludności. Samoloty te obsługiwane były przez aerokluby regionalne, a loty sanitarne wykonywane były sporadycznie i bez zabezpieczenia, które obecnie jest wymagane. Wykonywano bardzo mało lotów sanitarnych w porównaniu do liczby transportów wykonywanych obecnie.

Nawet te nieliczne, w wyjątkowych tylko przypadkach wykonywane loty sanitarne wykazały, że samolot jako środek transportu sanitarnego jest bardzo przydatny, a niekiedy nawet jedyny mogący nieść konkretną pomoc. Przede wszystkim, gdy konieczna jest pilna dostawa krwi lub leku oraz loty do wypadków, czyli wszędzie

tam gdzie decyduje prędkość transportu.

Te przyczyny zadecydowały, że podjęto starania zorganizowania stałej służby lotniczego transportu sanitarnego.

W wyniku starań w 1955 r. Minister Zdrowia formalnym zarządzeniem powołał lotnictwo sanitarne i ustalił zasady jego działania, od tego roku w poszczególnych województwach powstają zespoły lotnictwa sanitarnego.

Obecnie mamy 15 zespołów lotnictwa sanitarnego, praktycznie we wszystkich województwach, z wyjątkiem opolskiego i łódzkiego, które korzystają z usług zespołów województw sąsiednich.

W okresie kształtowania się form organizacyjnych lotnictwa sanitarnego stopniowo zmieniał się również użytkowany sprzęt lotniczy.

Stalą służbę w lotnictwie sanitarnym jako pierwszy rozpoczął samolot CSS-13 w wersji sanitarnej S-13.

W artykule podano krótko historię powstania polskiego lotnictwa sanitarnego i jego rozwój.

Omówiono zalety i wady samolotów i śmigłowców eksploatowanych w lotniczej służbie sanitarnej w latach 1955-1972.

Przedstawiono przewidywane zmiany sprzętu lotniczego na nowe, lepsze, przystosowane do zadań sanitarnych samoloty i śmigłowce, które już stopniowo są wprowadzane do eksploatacji: dwusilnikowy samolot Morava L-200 i śmigłowiec Mi-2.

Wojska lotnicze przekazały 35 samolotów tego typu resortowi zdrowia. Charakterystyka techniczna i osiągi tego samolotu są znane i nie ma potrzeby ich podawania. Adaptacja do wersji sanitarnej polegała na drobnej przebudowie kadłuba, tak aby zmieścił się w nim chory na noszach. Chory umieszczony był wzdłuż kadłuba tuż za drugą kabiną przeznaczoną dla lekarza. Kabiny pilota i lekarza były przykryte zamykaną oświetką.

Samolot S-13 był bardzo prosty w obsłudze i w pilotażu, miał bardzo skromne (elementarne) wyposażenie pokładowe (bez łączności radiowej), był samolotem na pewno bezpiecznym, wybaczącym wiele błędów w obsłudze i w pilotażu. Jednak w lotnictwie sanitarnym przydatność jego była niewielka, przede wszystkim z uwagi na ciasnotę kabiny, w której praktycznie lekarz nie miał dostępu do chorego w czasie lotu (lekarz miał dostęp jedynie do głowy chorego).

1. Samolot S-13 (CSS-13) krajowej produkcji używany od połowy lat pięćdziesiątych



W świetle obecnie stawianych wymogów samolot ten nie może już być używany do przewozu chorych.

W początkowym okresie działalności lotnictwa sanitarnego był jednak samolotem podstawowym i spełnił swoje zadanie.

Samoloty S-13 były eksploatowane w lotnictwie sanitarnym (w bardzo ograniczonym zakresie wykorzystania) do roku 1965. W następnych latach pozostało już tylko kilka samolotów, które sukcesywnie wycofywano.

Następnymi, które prawie równolegle wchodziły do eksploatacji w lotnictwie sanitarnym w latach 1958—1961, były samoloty PZL-101 i Jak-12 oraz dwusilnikowy samolot produkcji CSRS Aero 45 i Super Aero 45 oraz Aero 145.

Ponadto niektóre zespoły lotnictwa sanitarnego wyposażono w śmigłowce typu SM-1 i SM-2 (pierwszy śmigłowiec zakupiony został w 1958 r.).

Samoloty PZL-101 Gawron i Jak-12, stanowiące tę samą „rodzinę”, stały się podstawowym samolotem w lotnictwie sanitarnym. Samoloty te, mimo że mają bogatsze wyposażenie niż CSS-13, są też stosunkowo proste w obsłudze. Mają one na pewno jedną wadę, jak wszystkie samoloty jednosilnikowe, a mianowicie awaria zespołu napędowego (śmigło-silnik) nieuchronnie prowadzi do przymusowego lądowania. Na szczęście silniki AI-14R (w które wyposażone są te samoloty) są prawie niezawodne, awarie zdarzają się bardzo rzadko.

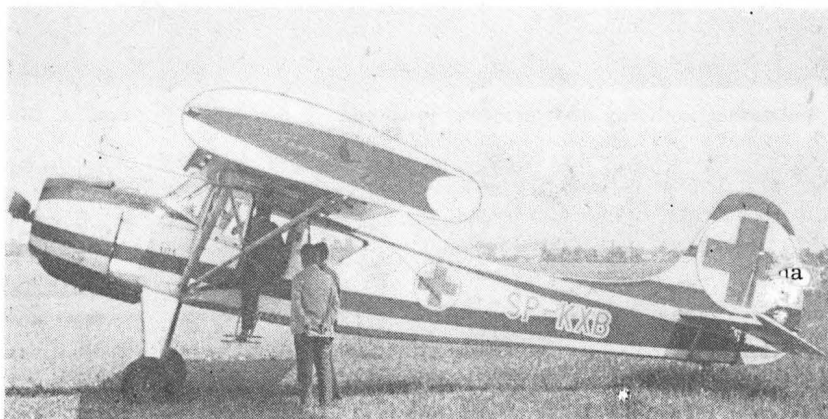
Jeśli chodzi o pilotaż, samoloty te są również stosunkowo proste i bezpieczne. Należy jedynie pamiętać, że są wrażliwe (przy starcie i lądowaniu) na boczny wiatr. Wrażliwość ta jest w pewnym zakresie rekompensowana tym, że długości startu i lądowania tych samolotów nie są duże i w większości przypadków pozwalają na ustalenie kierunku lądowania lub startu w łozu wiatru.

Wykorzystanie tych samolotów w lotnictwie sanitarnym jest jednak ograniczone przede wszystkim z uwagi na bardzo małą prędkość przelotową ok. 140 km/h i mały zasięg (dot. samolotu PZL-101). Samolot Jak-12A osiągał te ma już korzystniejsze, prędkość przelotową 180 km/h i zasięg ok. 700 km



2. Jak-12A produkcji krajowej, używany obecnie

Fot. A. Kardymowicz



3. Polski samolot sanitarny PZL-101 Gawron

Fot. W. Szewczyk

i jest bardziej przydatny w lotnictwie sanitarnym niż PZL-101.

Ponadto zarówno przepisy, jak i rodzaj wyposażenia tych samolotów, ograniczają ich wykorzystanie w lotach w nocy, przy występowaniu oblodzenia oraz w lotach w ruchu kontrolowanym wg IFR. Natomiast bardzo istotną ich zaletą w warunkach pracy lotnictwa sanitarnego jest to, że mogą lądować na małych lądowiskach w „terenie przygodnym”.

Reasumując można stwierdzić, że samoloty te są proste w eksploatacji i w pilotażu — są bezpieczne, mają jednak wiele ograniczeń, które powodują, że przydatność ich do wykonywania zadań w lotnictwie sanitarnym nie jest wystarczająca.

Mogą one zabierać 2 chorych leżących lub siedzących oraz opiekuna chorych — lekarza lub pielęgniarkę. W przypadku przewożenia dwóch chorych jednocześnie dla opiekuna chorych pozostaje już tylko miejsce obok pilota. Wówczas lekarz ma ograniczone możliwości udzielania pomocy choremu w czasie lotu.

Dlatego w przypadku przewożenia ciężko chorych przewożony jest

tylko 1 pacjent i lekarz znajdujący się bezpośrednio przy nim.

Drugą podstawową grupą samolotów stosowanych w lotnictwie sanitarnym są dwusilnikowe samoloty typu Aero (Aero 45, Super Aero i Aero 145).

Mają one większą prędkość przelotową ok. 230 km/h oraz większy zasięg, ok. 1200 km i wykorzystywane są do odległych transportów między województwami. Samoloty te mogą być używane wyłącznie z lotnisk, zaś nie mogą lądować w terenie „przygodnym”. Samolot ten może zabierać 2 chorych siedzących lub 1 chorego w pozycji leżącej oraz opiekuna chorego. Załadunek chorych na noszach jest bardzo uciążliwy. Zaletą tego samolotu jest większa prędkość i większy zasięg (w porównaniu z PZL-101 i Jak-12) oraz 2 silniki.

Samolot Aero ma jednak wiele wad: najpoważniejszą są częste awarie silników Walter Minor WM-4-III; przyczyną tych awarii są wady materiałowe lub konstrukcyjne, powodujące pęknięcie korbowodów w silniku.

Inną wadą, też związaną z zespołem napędowym, jest to, że w przypadku przerwy pracy 1 silnika sa-



4. Śmigłowiec sanitarny SM-1 krajowej produkcji

Fot. A. Glass



5. Polski śmigłowiec sanitarny SM-2

moloty Aero 45 i Super Aero z trudnością mogą kontynuować lot na jednym silniku w locie poziomym. Gdyby przerwa pracy 1 silnika nastąpiła w czasie startu samolotu w fazie, kiedy już nie można przerwać rozbiegu — grozi to wręcz katastrofą, bo samolot nie będzie mógł utrzymać się w locie wznoszącym.

Samoloty te są też bardzo wrażliwe na boczny wiatr, stąd loty na lotniska dwukierunkowe, w przypadku kiedy wiatr wieje prostopadle do pasa, są poważnym problemem.

Z podanych powodów samoloty Aero nie gwarantują niezbędnego bezpieczeństwa lotu. Z tych przyczyn uznano za konieczne wymianę tych samolotów na samoloty ta-

kie, które zapewniają bezpieczne loty.

Trzecia grupa sprzętu to śmigłowce SM-1 i SM-2. Przeznaczone one były przede wszystkim do wykonywania lotów w bardzo trudnych warunkach meteorologicznych i terenowych. Śmigłowce, jak wiemy, mogą lądować praktycznie w każdym miejscu niejednokrotnie bezpośrednio na terenie szpitala. Prędkość przelotowa tych śmigłowców nie jest duża, wynosi ok. 130 km/h, również zasięg ich jest za mały, gdyż wynosi ok. 260 km (przy użyciu tylko zbiorników głównych). Śmigłowce SM-1 i SM-2 nie są więc w pełni przydatne do zadań ratowniczych. Mała i ciasna kabina utrudnia przewóz chorego lub rannego i wręcz uniemożliwia wykonywanie zabiegów przez lekarza.

Ponadto mały udźwignienie tych śmigłowców powoduje, że szczególnie w upalne dni pilot napotyka na duże trudności przy starcie (bez rozbiegu) lub w przypadku potrzeby wykonania zawisu. Zdarzały się sytuacje, że dla umożliwienia startu śmigłowca z miejsca otoczonego przeszkodami towarzyszący mechanik musiał opuścić śmigłowiec, aby zmniejszyć ciężar do startu.

Kolejnym ograniczeniem lotów tymi śmigłowcami jest to, że w zasadzie nie powinny one latać nad dużymi obszarami wód. Również loty w górach i nad masywami leśnymi stwarzają pewne zagrożenie w przypadku awarii silnika (śmigłowce te są jednosilnikowe). Ponieważ śmigłowce powinny być wykorzystywane przede wszystkim do ratownictwa właśnie w tych rejonach — stąd widoczna niepełna przydatność śmigłowców SM-1 i SM-2 do tych zadań.

Te samoloty i śmigłowce, których cechy bardzo ogólnie zostały omówione (jednosilnikowe PZL-101 i Jak-12A, dwusilnikowe Aero-45, Super Aero, Aero 145 i śmigłowce SM-1 i SM-2) przez długie lata (od 1958 r. do 1971 r.) były eksploatowane w lotnictwie sanitarnym. I mimo wielu niedomagań, zadanie swoje spełniały dobrze, podobnie jak samoloty S-13.

Poza wymienionymi typami samolotów w lotnictwie sanitarnym eksploatowane były również pojedyncze samoloty Brygadiry, Cessna-185 i PZL-104 Wilga. W ogólnej działalności lotnictwa sanitarnego samoloty te nie odgrywały zasadniczej roli z uwagi na bardzo niewielką ich liczbę (3 Brygadiry L-60, 1 Cessna-185 i 1 Wilga).

Ogółem w okresie 15 lat eksploatacji wymienionych wszystkich typów samolotów w lotnictwie sanitarnym wylatano ok. 750 tys. godzin i przewieziono ok. 90 tys. chorych. Samoloty PZL-101, Jak-12, Aero oraz śmigłowce SM-1 i SM-2 są eksploatowane do chwili obecnej. Rozpoczęto już jednak wymianę tego sprzętu na nowy, bardziej doskonały.

Wymiana ta przebiega w sposób naturalny, w miarę wycofywania zużytych samolotów. Wymiana samolotów Aero zostanie zakończona w ciągu 2 lat, tj. do 1974—1975 r.

Samolot Aero zastąpi (częściowo już je zastąpił) dwusilnikowy samolot Morava L-200. Pierwsze dwa samoloty Morava wprowadzono do eksploatacji już w 1961 r. Latały

one tylko w Centralnym Zespole Lotnictwa Sanitarnego w Warszawie. Do wszystkich zespołów samoloty L-200 wprowadzone zostały jako sprzęt podstawowy w 1972 r.

Nie wdając się w szczegółowe omówienie, ogólnie można stwierdzić — biorąc pod uwagę charakterystykę techniczną, wyposażenie, osiągi w locie i właściwości pilotażowe — że samolot ten jest lepszy, bardziej przydatny w pracy lotnictwa sanitarnego i bardziej bezpieczny. Natomiast na pewno samolot ten wymaga dużej kultury technicznej personelu obsługującego (pilotów i mechaników). Samolot Morava może zabierać 2 chorych leżących lub 3 siedzących oraz lekarza lub pielęgniarkę. Prędkość przelotowa wynosi ok. 250 km/h, zasięg około 1200 km.

Niekorzystną cechą wspólną dla obu typów Aero i Morava jest to, że samoloty te wymagają pola wzlotów o dość dużych rozmiarach. Pomijając fakt, że w ogóle wykluczona jest możliwość lądowań i startów w terenie przygodnym, to nawet loty na niektóre małe lotniska sportowe w pewnych sytuacjach są trudne. W tych przypadkach, szczególnie na samolocie Morava, piloci muszą bardzo dokładnie przeprowadzać obliczenia podejścia do lądowania oraz utrzymywać odpowiednie prędkości.

Samoloty Morava L-200 będą eksploatowane w lotnictwie sanitarnym do roku 1980.

Samoloty PZL-101 Gawron i Jak-12 również sukcesywnie będą wycofywane z eksploatacji w miarę



6. Samolot Aero 145 produkcji czechosłowackiej

zużywania się. Samoloty te będą w eksploatacji do ok. 1976 r. W następnych latach pozostanie już tylko kilka samolotów PZL-101.

Przewidujemy, że po 1980 r. w eksploatacji w lotnictwie sanitarnym w ogóle nie będzie samolotów jednosilnikowych. Ich funkcje przejmą śmigłowce.

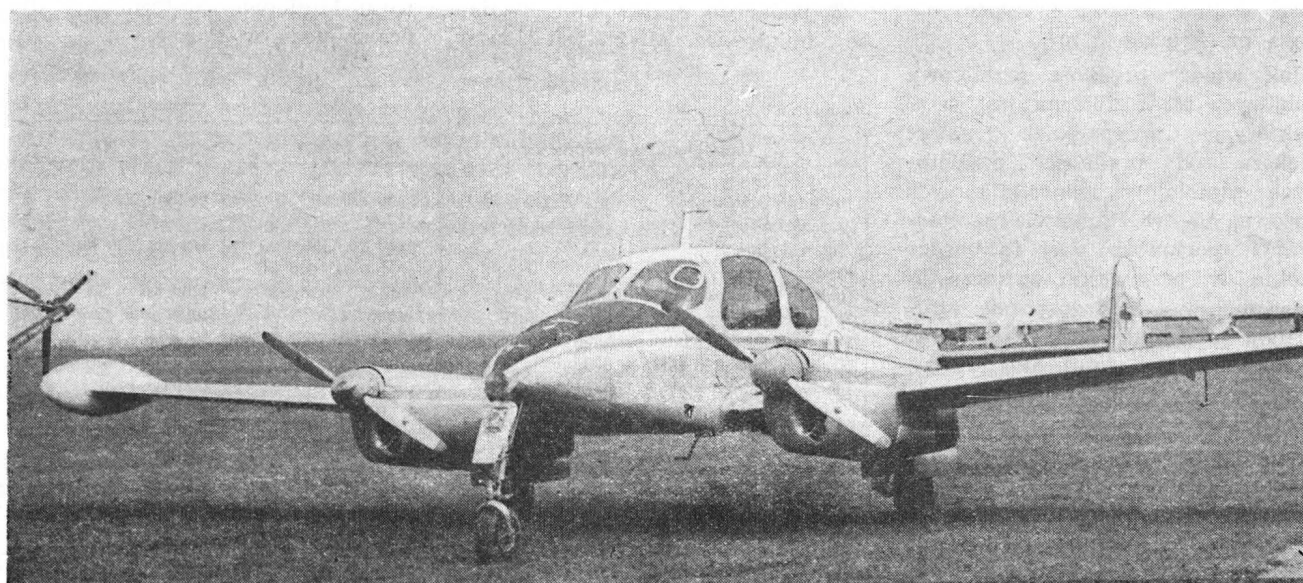
Nowym śmigłowcem, w którym pokładamy duże nadzieje, a który zastąpi obecnie eksploatowane śmigłowce SM-1 i SM-2, a w przyszłości przejmie zadania wykonywane przez samoloty jednosilnikowe, jest śmigłowiec Mi-2. Jest to śmigłowiec dwusilnikowy, a więc akcje nad morzem, w rejonie wód przybrzeżnych i w górach można będzie wykonywać z dużym zapasem bezpieczeństwa (awaria jedne-

go silnika nie powoduje przymusowego lądowania). Śmigłowiec ten ma znacznie większy udźwig oraz bardzo bogate wyposażenie pokładowe. Ponadto dość duża kabina umożliwia wygodne ułożenie chorych lub rannych, w kabinie będzie zainstalowana niezbędna aparatura medyczna oraz inne urządzenia, np. dźwig — wciągarka — do podejmowania na pokład ratowanych osób lub przedmiotów. Śmigłowiec w wersji sanitarnej może przewozić 4 chorych siedzących lub 2 leżących (w przypadkach koniecznych nawet 4 leżących) oraz opiekuna chorych.

Ogólnie można stwierdzić, że śmigłowiec Mi-2 osiągnął swymi zbliżony jest do aktualnego standardu światowego w reprezentowa-

7. Sanitarna Morava czechosłowackiej produkcji

Fot. A. Kardymowicz





8. Dwusilnikowy śmigłowiec Mi-2 produkcji krajowej. Fot. A. Glass

nej klasie. Osiągami, które przede wszystkim bezpośrednio rzutują na przydatność śmigłowca do wykonywania poszczególnych zadań są: prędkość przelotowa, zasięg, ciężar użyteczny i pułap praktyczny. Prędkość przelotowa śmigłowca Mi-2 wynosi ok. 190 km/h, prędkość maksymalna ok. 220 km/h, dopuszczalna prędkość lotu w opadzie deszczu lub śniegu ograniczona jest do prędkości 160 km/h z uwagi na odsysanie wycieraczki przedniej szyby; prędkość lotu bokiem i tyłem jest ograniczona do dopuszczalnej wartości 9 km/h, prędkość opadania ukośnego nie jest ograniczona, prędkość opadania pionowego nie może przekraczać dopuszczalnej wartości 2 m/s; dopuszczalna prędkość wiatru przy starcie i lądowaniu wynosi 15 m/s; dopuszczalne składowe boczne prędkości wiatru (z boku i z tyłu) nie mogą przekraczać 5 m/s.

Jak widać, prędkość przelotowa śmigłowca Mi-2 zbliżona jest, a w niektórych przypadkach nawet większa, od prędkości przelotowych samolotów jednosilnikowych stosowanych w lotnictwie sanitarnym i sportowym. Jest to bardzo istotne w przypadku wykorzystania śmigłowca w transporcie sanitarnym i przewozie pasażerów (skrócenie czasu lotu) oraz korzystnie rzutuje na koszt transportu.

Z prędkością przelotową bezpośrednio związany jest zasięg lotu śmigłowca, który przy tej prędkości jest maksymalny.

Zasięg lotu śmigłowca przy określonym obciążeniu ładunkiem

zależy od ilości paliwa w zbiornikach i od wysokości lotu (ze wzrostem wysokości zasięg maleje). Maksymalny dopuszczalny ciężar śmigłowca wynosi 3550 kg. Wartość ta nie może zostać przekroczona. Przy zachowaniu tego warunku możemy dowolnie ustalać ilość paliwa w zbiornikach i ciężar zabieranego ładunku.

Zasięg śmigłowca z pełnymi zbiornikami (główny 600 l oraz dodatkowe 476 l) wynosi ok. 600 km. Jednak wówczas ciężar ładunku jest bardzo ograniczony (zasięg śmigłowca bez zbiorników dodatkowych, z pełnym zbiornikiem głównym, wynosi 340 km). W tym przypadku na pokładzie może znajdować się 6 osób (łącznie z pilotem) i 20 kg bagażu.

Porównanie osiągnięć śmigłowca Mi-2 i SM-1 i 2 podaje tablica.

Z podanego zestawienia wynika, że śmigłowiec Mi-2 jest lepszy,

bardziej przydatny i możliwości jego zastosowania są bez porównania większe.

Charakterystykę śmigłowca Mi-2 podano bardziej dokładnie niż pozostałego sprzętu, ponieważ śmigłowiec ten w przyszłości będzie podstawowym sprzętem lotnictwa sanitarnego.

Pierwsze dwa śmigłowce Mi-2 rozpoczęły loty w III kwartale 1972 r.

Co roku kilka śmigłowców Mi-2 będzie się wprowadzać do eksploatacji (2—3 śmigłowce rocznie) dotąd, kiedy każdy zespół lotnictwa sanitarnego będzie wyposażony w śmigłowiec, a niektóre zespoły nawet w 2 lub 3 śmigłowce.

Śmigłowce SM-1 i SM-2 będą sukcesywnie wycofywane z eksploatacji, ostatnie w 1975 r. Około roku 1980 w lotnictwie sanitarnym będą eksploatowane wyłącznie śmigłowce Mi-2 i samolot dwusilnikowy Morava L-200 lub inny lekki samolot dwusilnikowy (po wycofaniu Moravy).

Na razie nie można wskazać, jaki to będzie samolot, ponieważ w strefie rublowej samolot taki dotychczas nie jest produkowany.

Biorąc jednak pod uwagę stale rosnące zapotrzebowanie lotnictwa sanitarnego, gwałtownie wzrastającą liczbę samolotów dyspozycyjnych oraz inne usługi, należy postulować i spodziewać się, że nasz przemysł lotniczy podejmie produkcję takiego samolotu. Zagadnienie podjęcia produkcji lekkiego samolotu dwusilnikowego, który mógłby wejść do eksploatacji w 1980 r. uważam za sprawę szczególnie ważną, która będzie rzutowała na możliwości dalszego rozwoju lotnictwa sanitarnego i dyspozycyjnego w Polsce.

Tablica

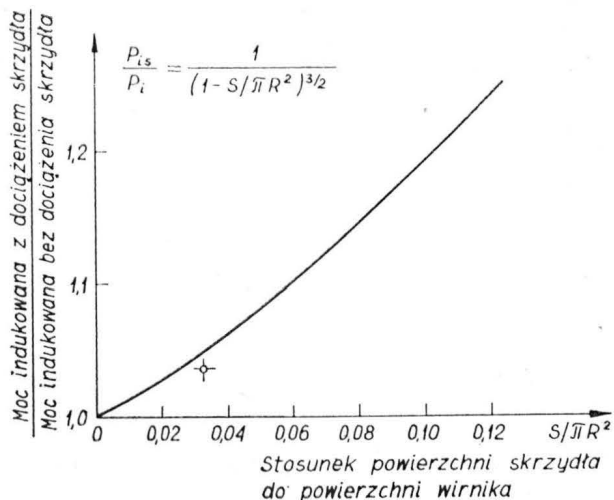
Dane charakterystyczne	SM-1 i SM-2	Mi-2
Prędkość przelotowa	130 km/h	190 km/h
Zasięg przy paliwie tylko w zbiorniku głównym (gl. i dodatk.)	260 km (455 km)	340 km (620 km)
Ciężar użyteczny (paliwo + pilot + dop. ładunek)	SM-1 ok. 620 kg SM-2 574 kg	1200 kg
Dopuszczalna wysokość lotu	3000 m	4000 m
Dopuszczalna siła wiatru przy starcie i lądowaniu	15 m/s	15 m/s
Nasilenie hałasu i drgań w kabinie	duże	mniejsze (inny rodzaj)
Liczba silników	1	2
Trwałość międzynaprawcza silnika	600 h	z możliwością kontynuowania lotu na jednym silniku (zależnie od obciążenia) 750 h (będzie przedłużona do 1000 h)
Trwałość techniczna łopat wirnika	200 h	1000 h
Trwałość międzynaprawcza kadłuba	600 h	1000 h

Analiza zastosowania skrzydła pomocniczego na śmigłowcu

W artykule podano podstawowe dane mechaniki lotu śmigłowców wyposażonych w skrzydło, omówiono fizyczne zjawiska zachodzące przy współpracy wirnika i skrzydła oraz przeprowadzono analizę możliwości poprawienia własności lotnych śmigłowca w przypadku zastosowania skrzydła pomocniczego.

Współdziałanie skrzydła i wirnika można rozpatrywać z uwagi na zachowanie się śmigłowca w różnych stanach lotu (ustalonym i w manewrze) oraz ze względu na typ śmigłowca: ulepszony tylko przez dodanie skrzydła lub kombinowany — z dodaniem skrzydła i pomocniczego ciągu poziomego.

Układ śmigłowca ma wpływ na współpracę skrzydła i wirnika przez sposób wprowadzania warunków brzegowych stanowiących o technice pilotażu oraz przez konstrukcyjnie ustalone wzajemne położenie wirników i powierzchni nośnych.



1. Efekt dociążenia wirnika w zawisie spowodowany obecnością skrzydła

Omówione w dalszej części zjawiska dotyczą w zasadzie śmigłowców jednowirnikowych, ale wnioski mogą być uogólnione na inne układy śmigłowców, np. wielowirnikowe oraz do analiz dowolnego układu wirnik-powierzchnia nośna, jak np. współdziałanie śmigła ogonowego i statecznika pionowego.

Zasadniczym powodem dodania skrzydła jest konieczność przesunięcia progu oderwania na wirniku w kierunku większych prędkości lub wyższych pułapów przez odciążenie wirnika. Zastosowanie skrzydła wywołuje jednak wiele zjawisk korzystnie jak i niekorzystnie wpływających na własności śmigłowca.

Analiza współpracy wirnika i skrzydła jest zatem szczególnie ważna w fazie projektowania lub przy modyfikacji śmigłowców, w celu minimalizacji efektów niekorzystnych.

Zagadnienie współdziałania wirnika i skrzydła w śmigłowcu w różnych stanach lotu

W locie ustalonym należy wyróżnić dwie fazy lotu — lot pionowy oraz lot z dużymi prędkościami — jako

najbardziej charakterystyczne ze względu na rodzaj występujących zjawisk.

W locie pionowym skrzydło pracuje na kątach natarcia bliskich 90°, a zatem w zakresie pełnego oderwania. Dla śmigłowców wyposażonych tylko w skrzydło dociążenie wirników przez skrzydło opływane strumieniem zawirnikowym jest niewielkie (2—4% przyrostu ciągu wirnika zależnie od parametrów układu) oraz zmniejsza się w pobliżu ziemi, gdyż zmniejsza się prędkość opływu wokół skrzydła wskutek bliskości ziemi.

Dla wysoko obciążonych wirników oraz dużych powierzchni skrzydła (układy kombinowane) przyrost ten jest znaczny i istotnie wpływa na własności śmigłowca.

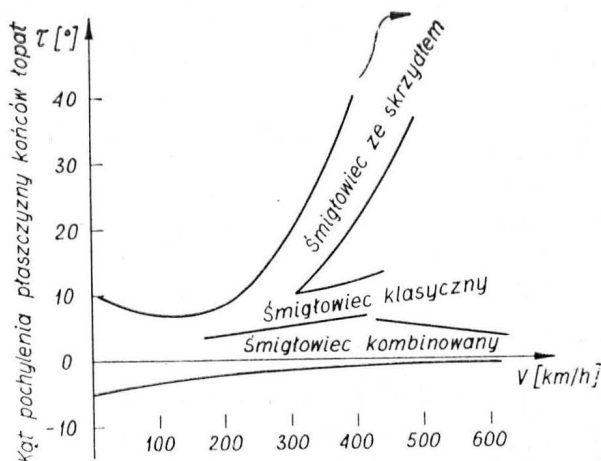
Efekt oddziaływania skrzydła na wirnik jest podobny do efektu poduszki powietrznej, tak że średnia strata mocy indukowanej jest nieco mniejsza, niż by to wynikało z czystego dociążenia wirnika oporem skrzydła (rys. 1).

Zaburzenie pola prędkości przez skrzydło w płaszczyźnie wirnika oraz wzrost pulsacji ciśnienia przy przechodzeniu łopaty nad skrzydłem powoduje wzrost drgań i lokalnych obciążeń łopaty, zwłaszcza przy zbyt bliskim umieszczeniu skrzydła pod wirnikiem.

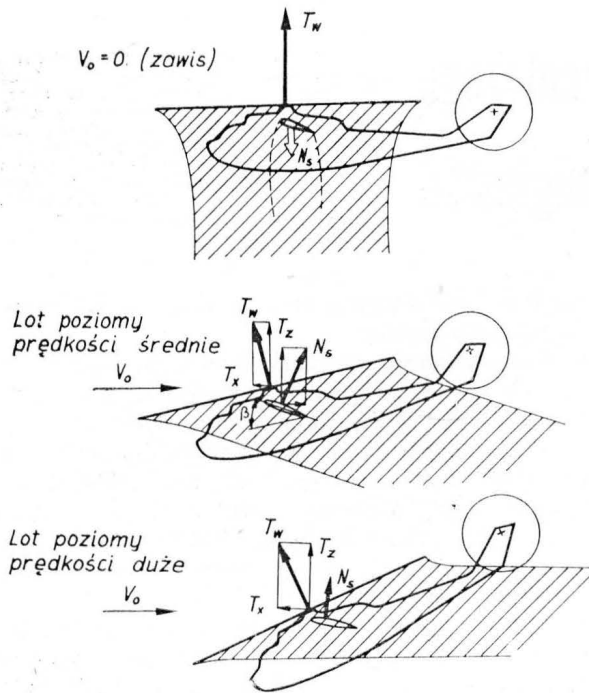
W locie poziomym współpraca wirnik-skrzydło zasadniczo zależy od sposobu jego realizacji, a zatem i od typu układu śmigłowca.

W układzie z pomocniczym skrzydłem, maksymalną prędkość lotu ogranicza tu m.in. kąt pochylenia tarczy wirnika w celu realizacji poziomej składowej ciągu (rys. 2 [1]).

Dla wirników przegubowych i śmigłowców, wyposażonych w skrzydło bez urządzeń sterujących przechyleniem, dodatkowym ograniczeniem jest efekt



2. Niezbędne pochylenie płaszczyzny końców łopat wirnika dla różnych układów śmigłowców



3. Charakter zmiany z prędkością położenia śladu zawirnikowego względem skrzydła dla śmigłowca wyposażonego w dodatkowe skrzydło

rozstateczniający śmigłowiec (zagadnienie to omówiono dalej). Przyjmuje się, że dla śmigłowców wyposażonych tylko w pomocnicze skrzydło odciążenie wirnika nie powinno przekraczać 30%.

Należy zwrócić uwagę na fakt, że skrzydło pomocnicze w tym układzie zazwyczaj znajduje się całkowicie lub częściowo w „cieniu” strumienia zawirnikowego, a w związku z tym należy się liczyć z efektem oddziaływania śladu wirnika, a zwłaszcza skupionych wirów końcowych na powierzchnię skrzydła, wywołującym pulsację pola prędkości, a zatem i pulsację obciążeń skrzydła (rys. 3).

Regulacja odciążenia może być przeprowadzona następującymi sposobami:

- przestawianiem skrzydła w locie,
- wychyleniem klap,

— w przypadku wirnika przegubowego zmianą położenia kadłuba przez zmianę położenia usterzenia poziomego (np. trymerem), biernie zmienia się odciążenie przy zmianie położenia środka ciężkości (rys. 4 [1]).

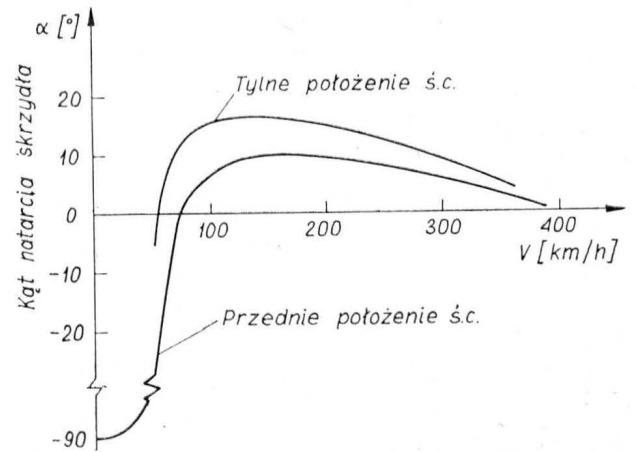
Należy zaznaczyć, że regulacja odciążenia może się odbywać w pewnych granicach, na tyle na ile pozwala konstrukcyjny zapas położenia tarczy sterującej względem wału wirnika (rys. 5 [3]).

W przypadku wirników o sprężystym mocowaniu łopatek (w skrajnym przypadku wirników sztywnych) sprzęga się i wprowadza dodatkowe więzy między pochyleniem wektora ciągu a pochyleniem kadłuba. Ma to wpływ na kąt natarcia skrzydła taki, że utrudniona jest regulacja odciążenia zmianą pochylenia kadłuba przy zadanej prędkości lotu i pozostaje wybranie takiego kąta zaklinowania skrzydła, aby przy zadanej prędkości odpowiednio do pochylenia wektora ciągu zapewniał on żądane odciążenie wirnika. Kąty zaklinowania skrzydeł dla omawianego układu,

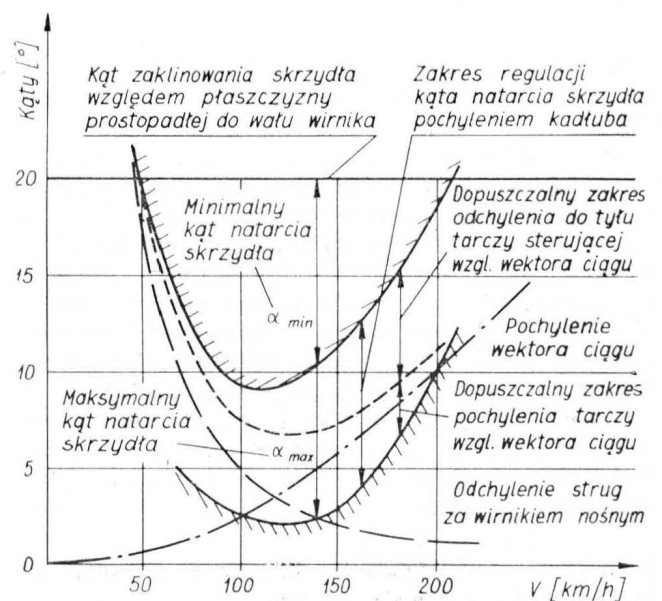
ze względu na pochylenie kadłuba ze wzrostem prędkości lotu są rzędu 20°.

W układzie kombinowanym wektor ciągu może być skierowany pionowo lub w niewielkich granicach odchylany do przodu czy też do tyłu. Składową poziomą zapewnia ciąg dodatkowy, a siłę nośną skrzydła można regulować systemem sterowania typu „samolotowego”. Odciążenie wirnika może osiągać wartości powyżej 70% całkowitego ciężaru śmigłowca. Przy dużych prędkościach można zwalniać obroty wirnika, które limitowane są zasadniczo zjawiskami ściśliwości na łopacie nacierającej, a oderwanie reguluje się odpowiednim odciążeniem wirnika.

W układzie wirnik przegubowy — skrzydło sprzęga się osobno systemy sterowania kadłubem i wirnikiem w celu uzyskania odpowiednich własności pilotażowych, które nie mogą być zapewnione mocno odciążonym wektorem ciągu wirnika i tak np. dla przechylenia kadłuba i wirnika wprowadza się sterowanie niezależnymi układami lotki — tarcza sterująca, a dla pochylenia usterzenie poziome — tarcza wirnika.

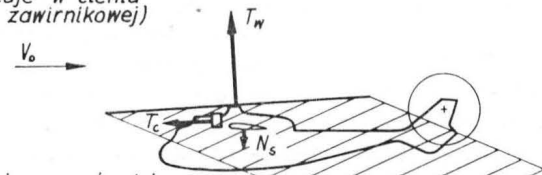


4. Wpływ wyważenia na zmianę kąta natarcia dla typowego śmigłowca z wirnikiem przegubowym i skrzydłem odciążającym

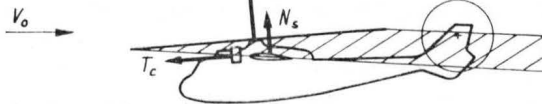


5. Ocena zakresów regulacji odciążenia wirnika zmianą pochylenia kadłuba dla śmigłowca z wirnikiem przegubowym i stałym pomocniczym skrzydłem

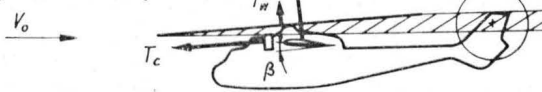
lot poziomy z małą prędkością (skrzydło dociąga wirnik i pracuje w cieniu strugi zawirnikowej)



lot poziomy ze średnią prędkością (skrzydło częściowo odciąża wirnik i wychodzi poza strugę zawirnikową)



lot poziomy z dużą prędkością (skrzydło znacznie odciąża wirnik i pracuje poza strugą zawirnikową)



6. Charakter zmiany z prędkością położenia śladu zawirnikowego względem skrzydła dla śmigłowca w układzie kombinowanym

Dla wirników bezprzegubowych pożądana jest likwidacja układem sterowania samolotowego (przez wytrzymałowanie) obciążeń antysymetrycznych w głowicy wynikających z kompensacji momentów równowagi śmigłowca przez wirnik nośny.

Regulacja wypadkowej siły nośnej układu wirnik — skrzydło może się odbywać jednocześnie lub przez zmianę nośności niezależnie każdego elementu, osobno skrzydła, osobno wirnika, wirnik bowiem sterowany jest układem sterującym w postaci tarczy sterującej (skok ogólny), a w przypadku skrzydła można stosować klapy lub przestawianie kątów zaklinowania.

W układzie kombinowanym skrzydło pracuje na ogół (przy dużych prędkościach) poza śladem zawirnikowym w bardziej ustalonym i mało zaburzonym strumieniu (rys. 6).

Kąty zaklinowania skrzydła w śmigłowcach kombinowanych, ze względu na utrzymywanie kadłuba nie pochylonego wynoszą ok. 5°.

Wzajemne oddziaływanie wirnika na skrzydło w locie poziomym dla obu układów przedstawia się następująco.

Prędkość indukowana wirnika, a zatem i odchylenie strug zawirnikowych szybko maleje ze wzrostem prędkości ze względu na przyrost masy powietrza przepływającego przez wirnik.

Dodatkowe zmniejszenie tych wartości następuje w wyniku zmniejszenia ciągu wskutek odciążenia wirnika przez skrzydło.

W układach kombinowanych wyjście skrzydła poza strugę zawirnikową również zmniejsza znacznie jej oddziaływanie na skrzydło.

Należy zwrócić uwagę, że odchylenie strug przy dużych prędkościach jest niewielkie, a zatem procentowy udział pola prędkości od wirnika przy dużych prędkościach ma wpływ na siłę nośną skrzydła w granicach 15% dla układów tylko ze skrzydłem pomocniczym, a dla układów kombinowanych 10%. Wpływ ten rośnie ze zmniejszeniem się prędkości lo-

tu, ale za to maleje wtedy oddziaływanie skrzydła na wirnik, gdyż siła nośna skrzydła wówczas spada. Wzajemne zatem sprzężenia są największe na średnich prędkościach lotu.

Należy zwrócić uwagę na zakresy pracy skrzydła (rys. 7):

1) 0 — A₁, A₂ (do V ≈ 15 m/s) skrzydło pracuje na kątach $\alpha < -\alpha_{kr}$.

2) zakres A₁ — B₁, A₂ — B₂ (do V ≈ 30 m/s dla śmigłowców ze skrzydłem, V ≈ 40 m/s dla kombinowanych układów) skrzydło pracuje na ujemnych kątach natarcia (duże odchylenie strug wirnika ϵ) dociążając wirnik i pogarszając sprawność nośną śmigłowca

3) B₁ — C₁, B₂ — C₂; skrzydło pracuje na kątach dodatnich i odciąża wirnik

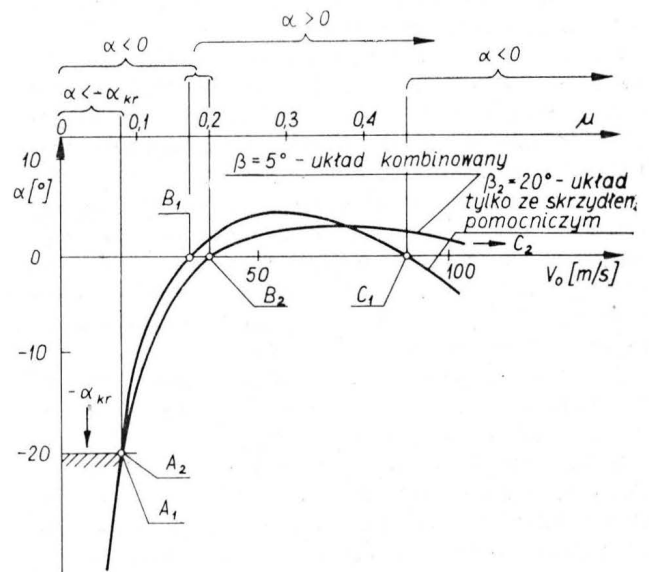
4) > C₁ — w śmigłowcach wyposażonych w stałe skrzydło związane z kadłubem wymagane dużego pochylecia kadłuba przy większych prędkościach dla realizacji niezbędnej składowej ciągu odciążonym wektorem wypadkowym wirnika może spowodować zmniejszenie kąta natarcia aż do wielkości $\alpha < 0$.

W locie wznoszącym w zależności od układu i prędkości lotu mogą być stosowane dwie odmienne techniki lotu wznoszącego: A — typ „śmigłowcowy” i B — „samolotowy” (rys. 8).

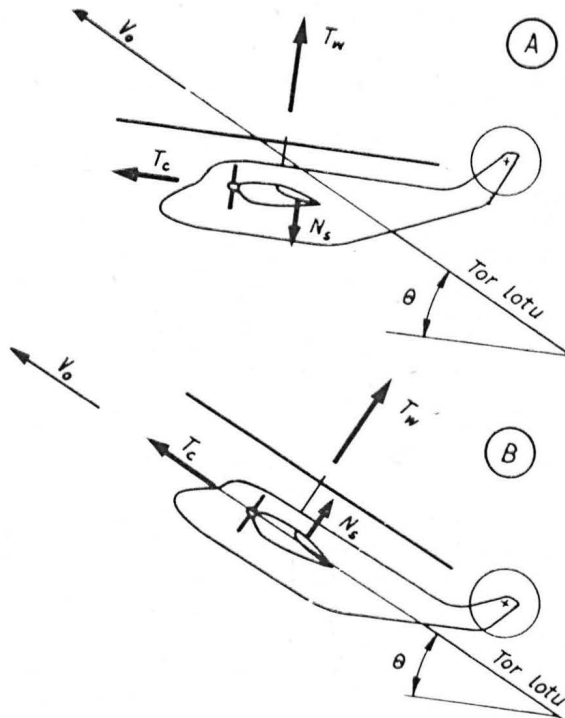
Śmigłowce wyposażone tylko w skrzydło mogą realizować wyłącznie typ A, śmigłowce kombinowane w ten sposób realizują wznoszenie w przypadku stromych torów lotu. Dociążenie skrzydła zachodzące w tym przypadku, o ile w locie poziomym wirnik pracuje w pobliżu nośności krytycznej, zwłaszcza przy dużych prędkościach wznoszenia, może spowodować zerwanie strug na wirniku.

Typ B realizują śmigłowce kombinowane wyposażone w ciąg pomocniczy przy dużych prędkościach lotu i dla małych kątów wznoszenia. W przypadku lotu na dużej prędkości bliskiej krytycznej prędkości zerwania strug, ważne jest zachowanie stałej wartości obciążenia wirnika i dodatkowe wymagania zwiększonego zapotrzebowania siły nośnej powinno przejść skrzydło i ciąg pomocniczy.

Należy zauważyć, że obie te techniki można łączyć, a dla wirników przegubowych można pochylać do-



7. Charakter rozkładu średniego kąta natarcia skrzydła w funkcji prędkości dla różnych układów śmigłowca



8. Dwie techniki wznoszenia na śmigłowcu kombinowanym

datkowo w dopuszczalnych granicach wektor ciągu tak, że nie jest on prostopadły do toru lotu, jak wynikałoby to z rysunku 8.

W locie opadającym, zwłaszcza przy autorotacji i na większych prędkościach w śmigłowcach kombinowanych, gdy ciąg pomocniczy jest nieczynny, konieczność odchylenia wektora ciągu do tyłu względem toru lotu powoduje powstanie znacznych sił odciążających wirnik, (po zderzeniu śmigłowca skrzydło pracuje na większych kątach natarcia), co może zakłócać równowagę prędkości kątovej wirnika (wymaganie większych odchyżeń wektora ciągu do tyłu i spadek obrotów).

Zerwanie strug ze skrzydeł przy dużych siłach nośnych powoduje asymetrię obciążenia i zakłócenie równowagi poprzecznej kadłuba.

Dla wirników przegubowych w przypadku zastosowania skrzydła bez lotek istnieje niebezpieczeństwo zbyt dużego rozstarczenia śmigłowca, aż do pogorszenia się w sposób niebezpieczny dynamicznych własności pilotażowych.

Dla śmigłowców wyposażonych w wirnik przegubowy duża siła na skrzydle może wywołać zakłócenie statycznej równowagi podłużnej, tak że może zabraknąć zapasu sterowania w celu wyrównywania kadłuba odpowiednio do zadanego wymaganiami autorotacji położenia wektora ciągu wirnika.

Ślad wirowy ze skrzydła atakuje bezpośrednio (wiry skupione końcowe) łopaty wirnika wywołując dodatkowe lokalne obciążenia łopat.

Należy wykluczyć w śmigłowcach wyposażonych w skrzydło strome opadania przy większych prędkościach lotu. Dla mniejszych prędkości lotu, dla dużych kątów opadania, nawet gdy skrzydło pracuje w pełnym oderwaniu, dla skrzydeł o parametrach zwykle stosowanych w śmigłowcach nie obserwuje się

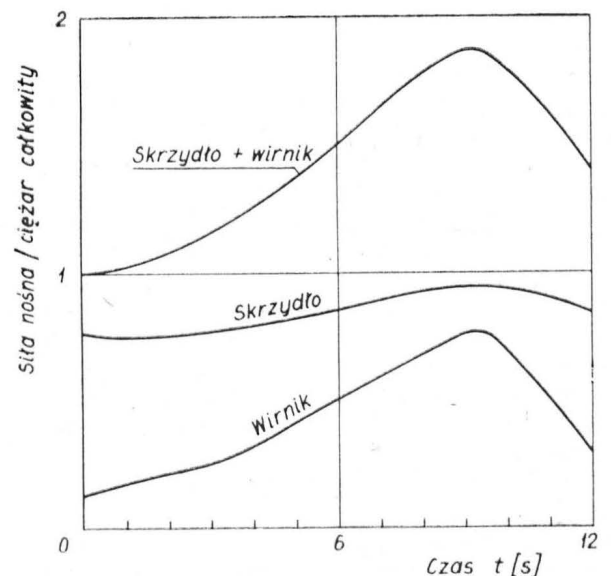
zjawisk niebezpiecznych czy pogarszających własności śmigłowca [1].

W zakręcie obserwuje się znacznie większy przyrost siły na wirniku niż na skrzydle. Wynika to ze specyfiki rozkładu sił uskrzydłonego śmigłowca w zakręcie. Skrzydło, związane z kadłubem podwieszonym na wirniku, zachowuje taki kąt, jaki wynika z równowagi momentów kadłuba w krzywoliniowym opływie ośrodka wywołanym obrotem śmigłowca wokół osi y w zakręcie. Na rysunku 9 pokazano podział sił na skrzydło i wirnik w czasie manewru — zakręt kołowy. W locie poziomym skrzydło tu odciążało wirnik w 70%, a w czasie wprowadzenia w zakręt (w ~ 10 sekundzie) siła na wirniku wzrosła o $\sim 300\%$, a na skrzydle $\sim 20\%$, później stosunek ten ustalił się na $\sim 50\%$ odciążenia [1].

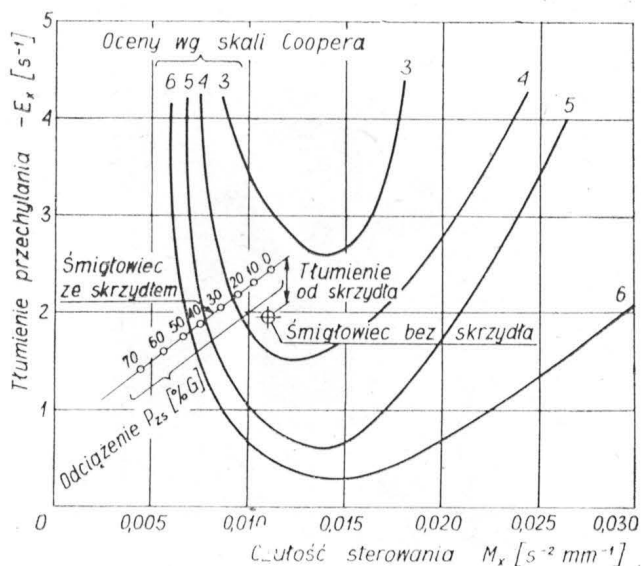
Jeżeli wirnik pracuje w pobliżu nośności krytycznej, wówczas oznacza to zerwanie strug na wirniku w czasie wykonywania zakrętu. To niekorzystne zjawisko można zlikwidować stosując sterowanie samolotowe i zwiększając, przez akcję usterzenia, siłę nośną na skrzydle lub stosując kłapy, przestawianie skrzydła czy też inne środki zwiększające nośność skrzydła w zakręcie, a zachowujące stałą wartość ciągu wirnika.

W przypadku rozpędzania śmigłowca (lotu z przyspieszeniem), dla śmigłowców realizujących składową poziomą wirnikiem nośnym, w przypadku gwałtownego rozpędzania, zwiększony przyrost ciągu (na przyspieszenie masy śmigłowca) oraz zwiększone pochylenie kadłuba (zwiększa się moment pochylający) powodują, że wraz ze wzrostem prędkości rośnie odciążenie skrzydła (a tym samym spada odciążenie wirnika), co może spowodować zerwanie strug na wirniku, w przypadku gdy wirnik w locie poziomym bez przyspieszenia pracuje w pobliżu nośności krytycznej. Szacunkowo, dla typowych układów jednowirnikowych przy przyspieszeniu $a = 2 \text{ m/s}^2$ pochylenie dodatkowe kadłuba ma ok. 10° i o tyle maleje kąt natarcia skrzydła.

Własności pilotażowe mogą być w locie poziomym dowolnie regulowane w przypadku, gdy oprócz wir-



9. Podział sił w czasie manewru (zakręt kołowy) na wirnik i skrzydło dla śmigłowca kombinowanego o ciężarze $Q = 3800 \text{ kg}$ i przy prędkości $V = 340 \text{ km/h}$



10. Ocena wpływu odciążenia wirnika przez skrzydło dodatkowe na własności pilotażowe na kierunku przechylenia śmigłowca jednowirnikowego o ciężarze $Q = 3750$ kG i przy prędkości lotu $V = 200$ km/h

nika stosuje się samolotowy układ sterowania sterem wysokości i lotkami. W przypadku wirników przegubowych i zastosowania skrzydła bez dodatkowego układu sterującego odciażająca siła nośna na skrzydle zmniejsza ciąg wirnika, a zatem w przybliżeniu w tym samym procencie zmniejsza akcyjne momenty sterujące położeniem śmigłowca w przestrzeni, a wynikające z odchylenia kierunku wektora ciągu względem środka ciężkości. Skrzydło powiększa poza tym moment bezwładności śmigłowca, zwłaszcza na kierunku „przechylenie” i „odchylanie”, oraz zwiększa znacznie tłumienie przechylenia, zwłaszcza przy większych prędkościach lotu. Własności w zakresie niewiele odbiegają od własności układu klasycznego. Przy większych prędkościach w przypadku stromego opadania może zaistnieć niebezpieczeństwo niedopuszczalnego pogorszenia się własności pilotażowych. Wyniki obliczeń dla kierunku przechylenia pokazano na rys. 10 [3], gdzie zaznaczono linie ocen wg skali Coopera oraz wartość tłumienia przechylenia.

Wirniki o sprężystym mocowaniu łopatek przejmują częściowo funkcję sterowania śmigłowcem przez wywoływanie momentów przechylających i pochylających w piaście wirnika.

W przypadku zastosowania dodatkowego układu sterowania lotkami i sterem wysokości sprzęga się system sterowania wirnikiem (cyklicznym skokiem) z układem sterowania lotkami i sterem wysokości. Należy przy tym pamiętać, że czułość systemu sterowania wirnikiem mało się zmienia w funkcji prędkości lotu, natomiast czułość systemu „samolotowego” rośnie w przybliżeniu z drugą potęgą prędkości lotu.

W przypadku wirników sztywnych lub o sprężystym mocowaniu łopatek system sterowania samolotowego powinien przynajmniej w przypadkach najczęściej spotykanych stanów lotu zerować lub zmniejszać do minimum obciążenia głowicy wywołane sterowaniem przez wirnik.

W przypadku wyposażenia w skrzydło śmigłowca o wirniku z łopatami zawieszonymi przegubowo w stanach lotu, w których może się zdarzyć duże odciążenie wirnika, może nastąpić sytuacja utrudniająca lub uniemożliwiająca sterowanie śmigłowcem lub niedopuszczalny spadek prędkości obrotów wirnika. Do takich sytuacji należy zaliczyć strome opadanie autorotacyjne na większych prędkościach lotu, zadarcie śmigłowca i manewr typu „górką”. Podmuch nie wydaje się tak niebezpieczny, gdyż rośnie zarówno siła nośna wirnika, jak i skrzydła. Istotą zjawiska tkwi w tym, że śmigłowiec z wirnikiem przegubowym można w znacznym uproszczeniu przyrównać do wahadła fizycznego; momenty sterujące względem ś.c. wywołuje wektor ciągu przez jego odchylenie tarczą sterującą; z chwilą dużego odciażenia ciągu wirnika przez skrzydło śmigłowiec uskrzydłony bez dodatkowego układu sterowania zachowuje się jak samolot z zablokowanymi sterami; tarcza sterująca ma mały zapas wychyleń (rzędu kilku stopni), tak że odciażony wektor wirnika może wywołać niewielkie momenty akcyjne odchylając się o kąt o rzędzie odchyleń tarczy sterującej. Wirnik poza tym, „idzie za tarczą sterującą”, która w skrajnym wychyleniu przemieszcza się wraz z kadłubem. Układ zatem przestaje być sterowny.

Jeśli, zanim dojdzie do awarii, spadnie siła na skrzydle (np. zerwą się strugi), może wszystko wrócić do normy, o ile zerwanie nie jest zbyt gwałtowne lub wysokość za mała.

Jeśli chodzi o środki zaradcze można wyróżnić dwie linie postępowania: 1) zmniejszyć siłę na skrzydle, 2) zapewnić dodatkową sterowność kadłuba śmigłowca niezależnie od wartości ciągu wirnika.

Pierwszy kierunek sugeruje następujące rozwiązania:

- w przypadku przerwania pracy silnika na dużej prędkości lotu należy wytracić prędkość w autorotacyjnym locie poziomym i dopiero na mniejszych prędkościach, kiedy można liczyć na to, że wcześniej zerwą się strugi ze skrzydła, nim wzrośnie niebezpiecznie siła na skrzydle, przejść do lotu opadającego [1],

- konstrukcyjnie skrzydło powinno mieć małe α_{kr} i C_{zmax} , co można uzyskać stosując ostrą krawędź natarcia, turbulizatory czy jakiegokolwiek typu urządzenia pomocnicze, zmniejszające maksymalną nośność skrzydła,

- wydaje się również, że możliwe jest wykonanie „ślizgu” (sterowności kierunkowej się nie traci ze względu na pracę śmigła ogonowego w autorotacji) w celu zmniejszenia nośności skrzydła i przywrócenia sterowności śmigłowca. Należy przy tym przeanalizować — dla konkretnego przypadku — jak zmieniają się momenty przechylające i czy nie powstaną zbyt duże niekorzystne momenty aerodynamiczne wzdłuż osi podłużnej śmigłowca. Przy tej metodzie w celu szybszego zerwania strug wskazane byłoby np. grzebienie lub płyty brzegowe na skrzydle uniemożliwiające skośny opływ bez oderwań wzdłuż rozpiętości.

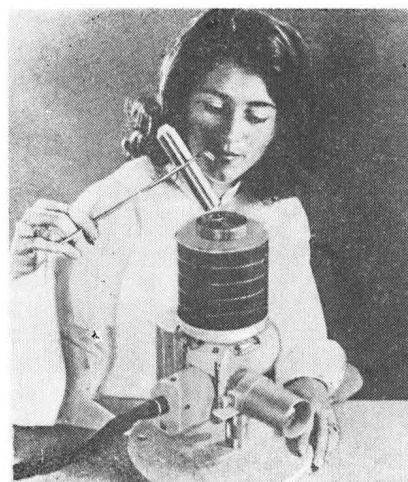
Dokończenie na str. 29

LASEROWE URZĄDZENIE DOPPLERA

Firma Honeywell System and Research Division opracowała na zlecenie NASA laserowe urządzenie Dopplera do pomiaru prędkości samolotów, które jest dziesięciokrotnie dokładniejsze od dotychczas stosowanych na samolotach pasażerskich radarów Dopplera. Zasada działania urządzenia jest następująca: pracujący na dwutlenku węgla laser wysyła strumień światła zogniskowany w odległości ok. 20 m przed samolotem; strumień ten jest odbijany przez zawieszony w powietrzu aerozole, przy czym występuje efekt Dopplera, który jest proporcjonalny do prędkości własnej samolotu.

Próby urządzenia są przeprowadzane przez NASA w ramach programu światowych badań atmosfery (Global Atmospheric Research Program — GARP). Oczekuje się, że laserowe urządzenie Dopplera nadawać się będzie również do pomiarów stopnia zanieczyszczenia powietrza.

W. K.

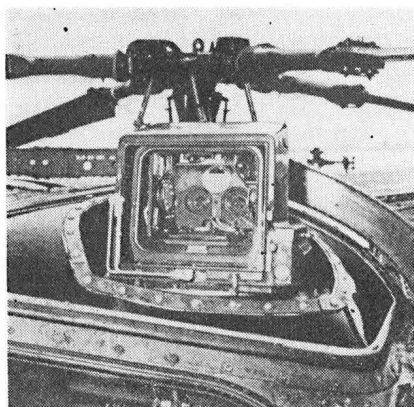


temperatur do -160°C . Urządzenie przeznaczone jest do chłodzenia czujników na podczerwień (IR), dzięki czemu zwiększa się znacznie ich czułość.

W. K.

CELOWNIK DO ŚMIGŁOWCÓW APX-BEZU

Zbudowany przez francuską firmę SFIM celownik do śmigłowców APX-BEZU M 260 będzie produkowany z licencji przez brytyjską firmę BAC do śmi-



głowców Westland Wasp i Wessex. Celownik jest stabilizowany za pomocą giroskopów. Służy do wyszukiwania celów morskich i lądowych oraz do kierowania pociskami. Urządzenie odznacza się dużą stabilnością obrazu, co przypisuje się zastosowaniu giroskopów stabilizujących i podatnego łożyskowania, oraz dużym zakresem obserwacji bocznej i pionowej.

Załączona fotografia przedstawia celownik zainstalowany na śmigłowcu Wasp.

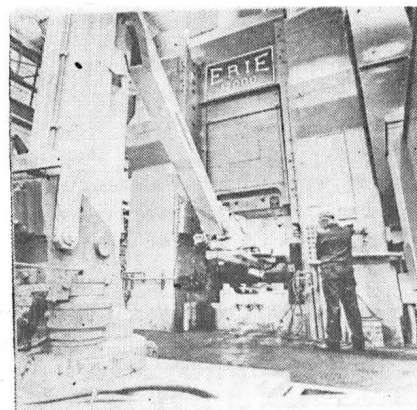
W. K.

NOWY SPOSÓB CHŁODZENIA URZĄDZEŃ IR

Firma Hughes Aircraft opracowała po raz pierwszy urządzenie chłodnicze, które jako źródło ciepła wykorzystuje energię jądrową. Wyposażone jest ono w trzy pojemniki z plutonem 238 i pracuje na zasadzie obiegu Vuilleumiera umożliwiając uzyskiwanie

PRASA O NACISKU 12 000 T

Firma TRW Inc. zainstalowała w swym zakładzie w Cleveland prasę o nacisku 12 000 T umożliwiającą kształtowanie w jednej operacji elementów o długości powyżej 1,5 m (stosowana dotychczas prasa o nacisku 8000 T pozwalała na wykonywanie części o dłu-



gości tylko 0,75 m). Początkowo prasa ma służyć do kształtowania dużych łopatek i innych skomplikowanych części silników odrzutowych JT9D, CF6 i TF39 oraz dużych łopatek turbinowych nowego silnika o ciągu 25 000—27 000 kG przeznaczonego do samolotów pasażerskich. Poza tym na prasie będzie się wykonywać precyzyjne części z aluminium, tytanu i stopów żarowytrzymałych dla przemysłu lotniczego i kosmicznego.

Prasa została zbudowana kosztem 2 mln dol. przez Erie Foundry Co. Prawie tyle samo co prasa kosztują urządzenia pomocnicze, a mianowicie 500-T prasa wykańczająca, urządzenie kontrolne i urządzenie do zmiany materiału. Powierzchnia robocza prasy wynosi $2,12 \times 2,56$ m. W sposób krótkotrwały może ona pracować z naciskiem 15 000 T.

W. K.

Mały samolot rolniczy

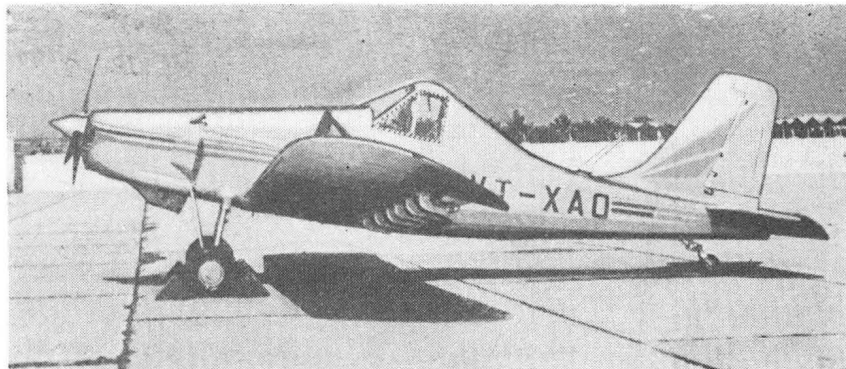
KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy dolnopłat zastrzałowy konstrukcji metalowej, ze zbiornikiem na chemikalia przed kabiną pilota.

Plat. Konstrukcja metalowa dwudźwigarowa. Każde ze skrzydeł podparte jest od góry dwoma zastrzałami, w kształcie litery V, zbiegającymi się przy kadłubie. Podpierają one każde ze skrzydeł w odległości około 40% rozpiętości od kadłuba. Dodatkowo zastrzały usztywnione są podpierającymi je słupkami. Skrzydła bez skosu, o obrysie prostokątnym z zaokrąglonymi końcami. Ciężka profilu 2,0 m. Wznios skrzydeł 5°. Lotki i kłapy szczelinowe. Lotka lewego skrzydła wyposażona jest w kłapkę wyważającą.

Kadłub. Konstrukcja kadłuba kratownicowa z rur stalowych. Przednia część kratownicy kadłuba, przed kabiną pilota, pochłania energię uderzenia w razie wypadku samolotu, chroniąc pilota przed nadmiernym obciążeniem. Natomiast konstrukcja samej kabiny, fotela pilota, mocowania fotela w kabynie oraz pasów pilota zapewnia wystarczającą wytrzymałość w przypadku wystąpienia obciążeń odpowiadających 40 g.

Usterzenia. Stateczniki: poziomy i pionowy usztywnione ciągnami stalowymi do kadłuba i między sobą. Ster wysokości niedzielony, aerodynamicznie odciążony. Ster kierunku i wysokości mają kłapki wyważające.

Podwozie. Stałe trójkołowe z kółkiem ogonowym, wyposażone w amortyzato-



ry olejowopowietrzne. Podwozie główne trójgoleniowe.

Napęd. Chłodzony powietrzem silnik tłokowy płaski, Lycoming TIGO-541-C1A o mocy startowej 400 KM. Silnik napędza śmigło metalowe trójłopatowe o średnicy 2,54 m.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W roku 1969 pojawił się prototyp małego samolotu rolniczego HAL HA-31 Mk I. Skonstruowany był w układzie wolno-nośnego dolnopłata ze stałym podwoziem z kołem przednim. Napęd stanowił chłodzony powietrzem płaski silnik tłokowy Rolls-Royce Continental o mocy 250 KM. Po przekonstruowaniu powstał prototyp drugiego samolotu oznaczony HAL HA-31 Mk II. Pierwszy lot tego prototypu odbył się w połowie 1972 roku. Samolot jest przeznaczony do prac agrolotniczych i do ochrony przeciwpożarowej oraz wywoływania opadów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,00 m
Długość	9,00 m
Wysokość	2,55 m
Powierzchnia nośna	23,34 m ²
Rozstaw podwozia	2,70 m
Ciężar własny	1170 kG
Ciężar całkowity normalny	1965 kG
Ciężar całkowity przeciążony	2270 kG
Ładunek chemikaliów	600÷910 kG
Prędkość maks.	243 (237) km/h
Prędkość przeciągnięcia bez kłap	107,5 (115) km/h
Prędkość przeciągnięcia — kłapy 45°	93 (100,5) km/h
Wznoszenie	5,4 (3,9) m/s
Pułap	4540 (3380) m
Rozbieg	207 (299) m
Dobieg	183 (183) m

U w a g a. W nawiasach — dane dla wersji przeciążonej.

Lekki samolot pasażersko-transportowy oraz do treningu nawigacyjnego

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy wolnonośny dolnopłat metalowej konstrukcji.

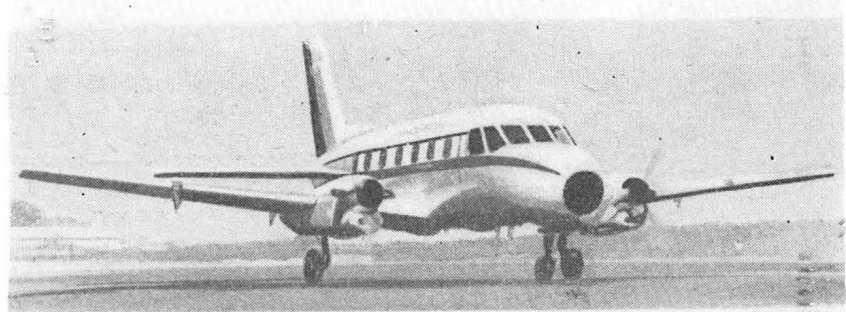
Plat. Prosty, trapezowy. Wznios skrzydeł 7°, kąt zaklinowania 3°. U nasady profil NACA 23016 (modyfikowany) zmieniający się wzdłuż rozpiętości na profil NACA 23012 (modyfikowany) na końcu skrzydła.

Skrzydła metalowe dwudźwigarowe, lotki wyważone masowo. Kłapy dwuszczelinowe. Końcówki skrzydeł z laminatu szklano-epoksydowego. W skrzydłach umieszczone są cztery integralne zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 1840 litrów.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa metalowa. W przedniej części umieszczony jest osprzęt elektroniczny. Kabina załogi dwuosobowa z miejscami pilotów obok siebie, oddzielona zasłoną od głównej kabiny. W kabynie głównej podłoga przystosowana jest do przejęcia obciążenia 400 kG/m². Wejście do kabiny z lewej strony kadłuba w jego tylnej części. Drzwi o wymiarach 1,30 × 0,85 m, otwierają się na zewnątrz do dołu, stanowiąc po otwarciu schodki dla pasażerów. Cała kabina klimatyzowana.

Podwozie. Trójkołowe, hydraulicznie chowane, ze sterowanym kołem przednim. Hamulce hydrauliczne.

Napęd. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt Whitney PT6A-27 o mocy 680 KM każdy. Napędzają trójłopatowe metalowe śmigła samonastawne Hartzell o średnicy 2,36 m, przestawialne w chora-giewkę, z możliwością odwracania ciągu.



Wyposażenie. Instalację elektryczną zasilają: dwa prądorozruszniki 200 A, dwa akumulatory 24 V, 34 Ah, dwie przetwornice 250 VA, 115/26 V, 400 Hz. Zabudowana instalacja tlenowa. Na wyposażenie elektroniczne składają się: radiostacja UKF, VOR/ILS i radiokom-pas oraz autopilot na życzenie zamawiającego.

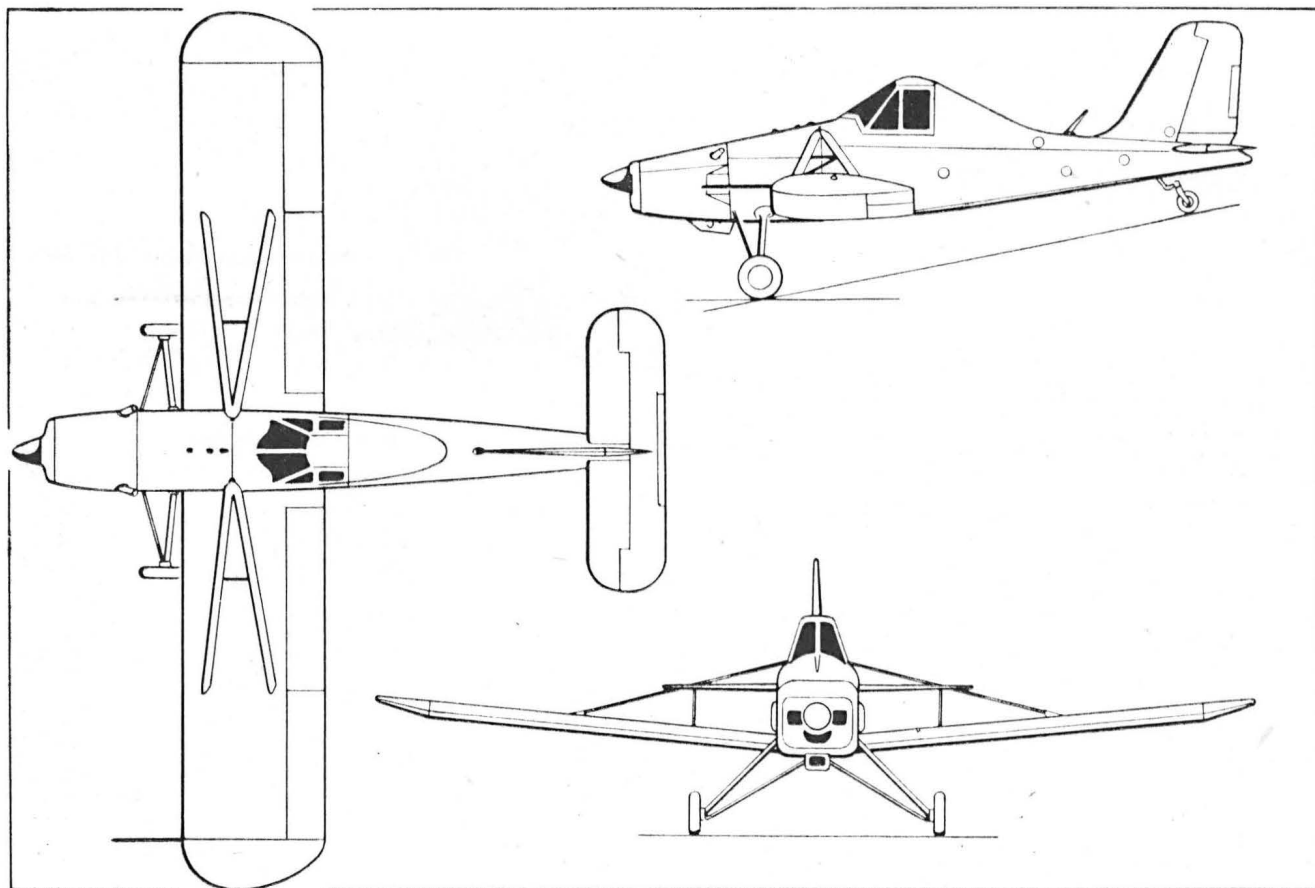
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. EMB-110 został skonstruowany na zlecenie Ministerstwa Lotnictwa przez zespół brazylijskich konstruktorów pod kierownictwem francuskiego konstruktora Max Holste'a. Prace nad prototypem rozpoczęto w połowie 1965 r. Pierwszy prototyp oblatano w końcu 1968 r., a drugi w końcu 1969 r. Z pewnymi zmianami samolot wchodzi do produkcji seryjnej w liczbie 80 sztuk, pod oznaczeniem C-95, dla lotnictwa wojskowego Brazylii.

DANE TECHNICZNE

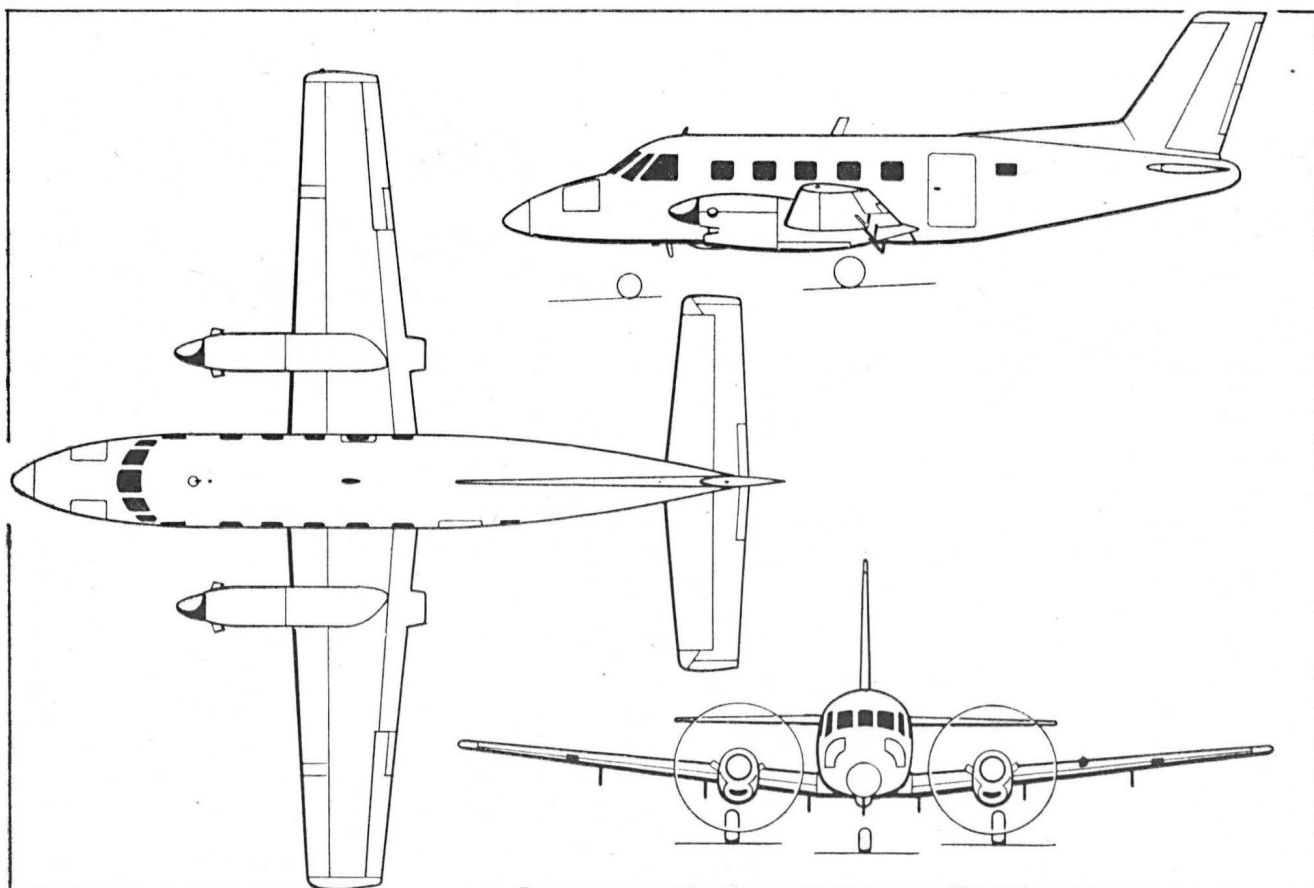
Rozpiętość	15,32 m
Wysokość	4,13 m
Długość	14,23 m
Powierzchnia nośna	29,00 m ²
Ciężar własny	2920 kG
Maksymalny ciężar ładunku	2200 kG
Ciężar całkowity maks.	5100 kG
Maks. ciężar do lądowania	4850 kG
Prędkość przelotowa	418 km/h
Prędkość przeciągnięcia	158 km/h
Wznoszenie	10 m/s
Pułap	8520 m
Rozbieg	360 m
Długość startu do h = 15 m	460 m
Długość lądowania z h = 15 m	530 m
Dobieg	290 m
Zasięg z rezerwą 30 min	1850 km

J. M.

HAL HA-31 Mk II Basant



Embraer EMB-11 Bandeirante



Lekki samolot transportowy krótkiego startu

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy grzebiotoplat zastrzałowy konstrukcji metalowej.

Plat. Konstrukcja ze stopu lekkiego. Obrys prostokątny. Keson dwuobwodowy. Pokrycie z blachy falistej oklejonej blachą płaską. Profil z serii NACA 63A zmodyfikowany. Lotki i klapy szczelinowe. Klapy wychyłane hydraulicznie.

Kadłub. Część przednia i środkowa konstrukcji półskorupowej. W pozostałej części — pokrycie podwójne klejone z dwóch warstw (wewnątrz blacha falista, na zewnątrz gładka). W przedniej części dwumiejscowa kabina załogi; sterownica pojedyncza — możliwość dwusteru. Kabina ładunkowa o przekroju prostokątnym ma szerokie drzwi i rampę do ładowania od tyłu. Kabiny ogrzewane.

Usterzenie. Obrys prostokątny. Usterzenie pionowe podwójne na końcach statecznika poziomego. Ster wysokości trójdzielny.

Podwozie. Stałe z kołem przednim. Koła pojedyncze. Koło przednie sterowane. Główne golenie zamocowane są do krótkich wysięgników na kadłubie, do których zaczepione są też zastrzały skrzydłowe. Ciśnienie w ogumieniu 2,81 kg/cm². Hamulce hydrauliczne tarczowe. Możliwość zabudowy nart lub ogumienia o niższym ciśnieniu.

Napęd. 2 silniki turbośmigłowe Garrett AiResearch TPE 331—201 po 715 KM każdy. Śmigła trójłopatowe Hartzell. Zbiorniki paliwa, o łącznej pojemności 1300 l, umieszczone nad kadłubem w oświwie skrzydła. Możliwość zabudo-



wy dodatkowych zbiorników w kadłubie o pojemności 440 l.

Wposażenie. Normalne wyposażenie radiowe: 2 radiostacje UKF, zdwojony układ VOR/ILS, odbiornik markerka i radiokompas. Możliwość zabudowy radiostacji KF, DME, transpondera, pilota automatycznego i radaru meteorologicznego.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Pierwszy prototyp SC.7 oblatano w 1960 r. z silnikami tłokowymi Continental po 390 KM. W wersji z turbinami Astazou II (520 KM) został oblatany w 1963 r. W 1965 r. uruchomiono wstępną serię 16 szt. z silnikami Astazou XII 730 KM. Aktualnie w produkcji od 1968 r. seria 3 (cywilna) — patrz dane techniczne. W 1970 r. wprowadzono wersję 3A — dopuszczoną zgodnie z przepisami BCAR do ruchu pasażerskiego oraz wersję wojskową 3M (zamówionych 24 szt.). Do połowy 1972 r. zamówiono łącznie około 70 szt.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,79 m
Długość	12,21 m
Wysokość	4,60 m
Drzwi tylne	1,98 × 1,96 m
Wysokość progu	0,74 m
Powierzchnia nośna	34,65 m ²
Ciężar własny (operacyjny)	3318 kG
Maks. ciężar całkowity	5670 kG
Obciążenie powierzchni	163,6 kG/m ²
Prędkość przelotowa na h = 3000 m	278—327 km/h
Prędkość przeciągnięcia z klapami	111 km/h
Wznoszenie	3,3 m/s
Pułap praktyczny	6858 m
Zasięg z rezerwą 45 min	1115 km
Rozbieg: — normalny	512 m
— STOL	259 m
Start na 15 m: normalny	610 m
— STOL	384 m

K. D.

Szybowiec wysokowyczynowy z tworzyw sztucznych

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy śreńdopłat wolnonośny.

Plat. Trójdzielny, dwutrapezowy, profil: u nasady Wortmann FX-67-K-170 modyfikowany i FX-67-K-150 na końcach. Konstrukcja skorupowa przekładkowa z laminatu szklanego z wypełniaczem z twardej pianki, pasy dźwigara laminatowe zbrojone włóknem szklanym ułożonym wzdłużnie, środkik z laminatu szklanego z wypełniaczem z balsy, połączenie części środkowej płata z częściami zewnętrznymi za pomocą okuć widelcowych. Mechanizację skrzydła stanowi sześciosegmentowy układ klapolotek z możliwością różnicowego wychylenia w 6 kombinacjach. Jako element nośny podwieszenia klapolotek zastosowano laminatowy dźwigarek pomocniczy. W skrzydłach umieszczono zbiorniki na balast wodny (100 l).

Kadłub. Konstrukcja skorupowa z laminatu szklanego, klejona z dwóch połówek — górnej i dolnej. Skorupa kadłuba podparta czterema węgami. W strefie połączenia skrzydło-kadłub i w wnęce podwozia znajdują się kształtowe usztywnienia, które wspólnie z pokryciem stanowią mocne węzły do przeniesienia obciążeń skupionych. Fotel z regulowanym wychyleniem oparcia oraz nadmuchiwaną poduszką podudową. Pedale orczyka regulowane. Do lotów wysokosłowych wyposażono cabinę w instalację tlenową o pojemności 4 l. W kadłubie umieszczono spadochron hamulcowy (średnica 1,6 m).

Usterzenie. W układzie T. Statecznik poziomy konstrukcji skorupowej wypełnionej pianką. Statecznik pionowy skorupowy z dwoma dźwigarkami. Stery z częściowym tłumieniem wahań i z wyważeniem sprężynowym. Konstruk-



cja sterów skorupowa z laminatu szklanego.

Podwozie. Wciągane koło główne 5,00 × 5 z hamulcem szcękowym. Kółko ogonowe stałe, nie osłonięte.

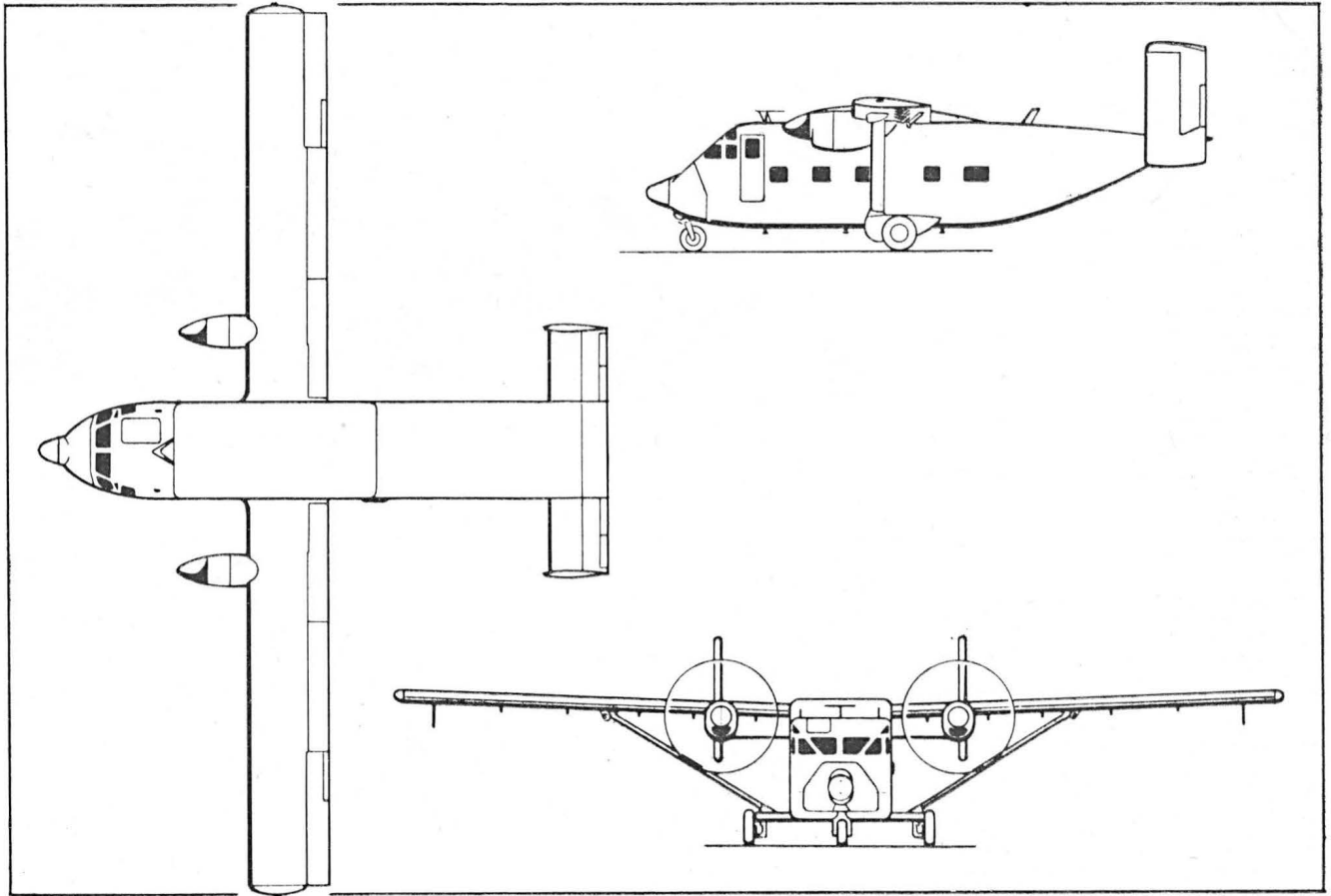
ROZWOJ KONSTRUKCJI. Na podstawie doświadczeń z produkcji około 550 szybowców laminatowych firma Glasflügel w Schlattstall opracowała wysokowyczynowy szybowiec Glasflügel 604 22 m. Początkowo w projekcie koncepcyjnym przewidywano, iż będzie to szybowiec dwumiejscowy. Dopiero przed mistrzostwami świata w Marfa w USA w 1970 r. szybowiec przygotowano jako jednomiejscowy. W czasie trwania mistrzostw pilot Neubert na pierwszym prototypie szybowca Glasflügel 604/V1 przeleciał po trójkacie 100 km ze średnią prędkością 155 km/h.

DANE TECHNICZNE

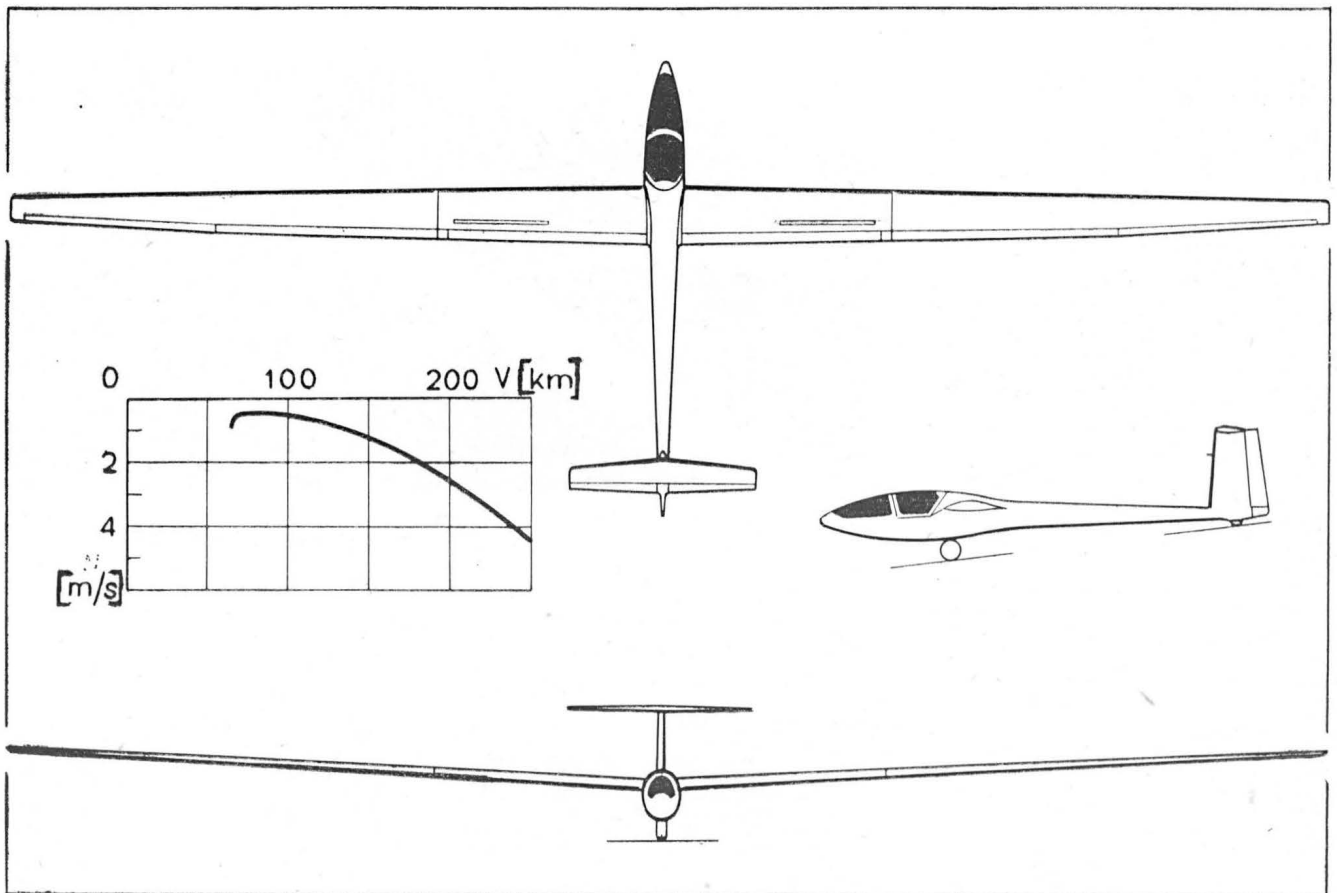
Rozpiętość	22 m
Długość	7,6 m
Wysokość	1,67 m
Powierzchnia nośna	16,23 m ²
Wydłużenie	29,80
Ciężar własny	ok. 450 kG
Ciężar użyteczny	ok. 200 kG
Ciężar całkowity	650 kG
Obciążenie powierzchni maks.	40 kG/m ²
Doskonałość	49
— przy prędkości	98 km/h
Opadanie	0,50 m/s
— przy prędkości	72 km/h
Prędkość min.	64 km/h
Maks. prędkość dopuszczalna	250 km/h

L. J.

Short SC. 7 Skyvan



Glasflügel 604 22m



Zalecenia usytuowania fotela i sterownic

Zalecenia zaczerpnięto z projektu normy ISO/TC-20 opublikowanego w 1960 r.

Pozycję pilota w kabinie określają: wysokość poziomu oczu oraz układ rąk i stóp w odniesieniu do fotela. Charakterystyczne linie przedstawia się w układzie współrzędnych biegunowych (rys. 1). Wartości liczbowe podano na rysunku 2 i w tabelcy 1. W samolotach transportowych i pasażerskich stosuje się duże wartości kąta β .

Z dodatnią tolerancją dla $(\xi + \psi)$ należy kojarzyć ujemną tolerancję dla c i dodatnią dla γ .

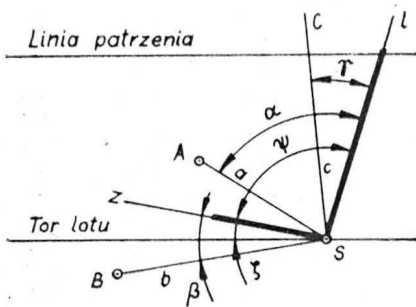
Oznaczenia

S — punkt odniesienia fotela; w płaszczyźnie symetrii na przecięciu płaszczyzny siedzenia z oparciem. Płaszczyzny z i l reprezentują poduszki siedzenia i oparcia pod obciążeniem przeciętnego pilota, przy fotelu ustawionym w środkowym położeniu,

A — środek uchwytu drążka sterowego lub środek wolantu,

B — punkt przyłożenia siły do pedału (orczyka) w położeniu nie wychylnym,

C — położenie oczu.



1

Tabela 1

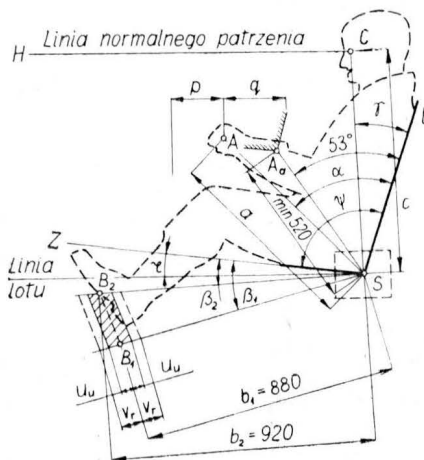
Określenie	Symbol	Wolant	Drążek
Kąt między l i SA	α	$64 \pm 3^\circ$	$70 \pm 3^\circ$
Kąt obrotu wolantu z neutrum	g	$75-150^\circ$	—
Odległość SA	a	670 ± 40	630 ± 40
Ruch do przodu z pozycji A	p	180 ± 20	160 ± 20
Ruch do tyłu z pozycji A	q	220 ± 20	200 ± 20
Ruch na boki z pozycji A	r	—	150 ± 20
Średnica wolantu	d	380 ± 50	—
Rozstaw pedałów	t	380 ± 120	450 ± 50
Pochylenie fotela	ξ	$7 \pm 2^\circ$	
Kąt między z i SB_1	β_1	22°	
Kąt między z i SB_2	β_2	10°	
Kąt między l i SC	γ	$21 \pm 1^\circ$	
Kąt między z i l	ψ	$102 \pm 2^\circ$	
Odległość SC	c	770 ± 20	
Regulacja pedałów	V_v	$\pm 70 \pm 20$	
Ruch pedałów	U_v	$\pm 100 \pm 20$	
Regulacja fotela w poziomie	S_h	do 100	
Regulacja fotela w pionie	S_v	80 ± 10	

Uwagi do tabelcy 1

1. Zarówno regulację, jak i przemieszczanie pedałów, najlepiej wykonywać w kierunku linii SB ,

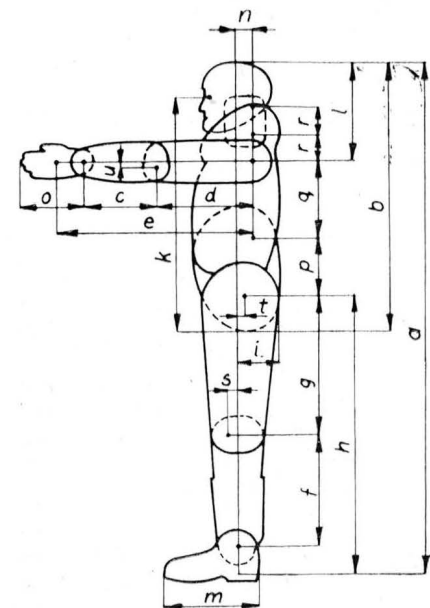
Wymiary pilota (wartości maksymalne, w zimowej odzieży) (wg DIN 9100)

Wymiary długościowe podano w tabelcy 2 (rys. 3). Niektóre szerokości i grubości podano w tabelcy 3.



2

2. Przy regulacji fotela zaleca się łączyć przemieszczenie do przodu z przemieszczeniem do góry.



3

Tabela 2

a	b	c	d	e	f	g	h	i	k	l	m	n	o	p	q	r	s	t	u
1750	920	255	335	685	390	475	950	150	805	330	325	60	220	200	270	90	30	30	20

Tabela 3

Szerokość w ramionach i na wysokości łokci	600
Szerokość w biodrach (w pozycji siedzącej)	400
Grubość dłoni (w rękawicy)	45
Grubość palca wskazującego (w rękawicy)	25
Szerokość uda, mierzona w połowie wymiaru g	200
Szerokość kolana (zgiętego)	150
Szerokość buta	130

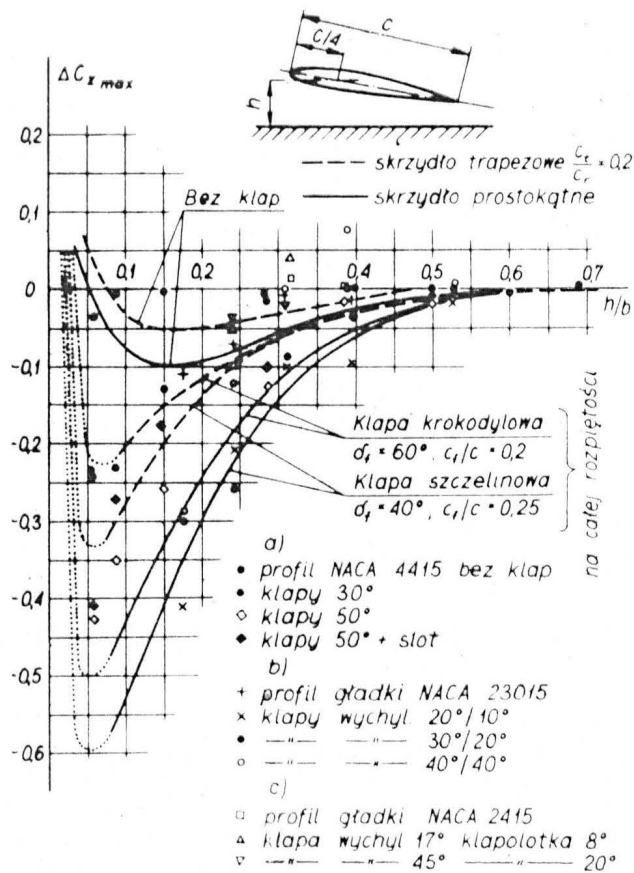
Z KSIĄŻKĄ
I CZASOPISMEM
TECHNICZNYM
BLIŻEJ
NOWOCZESNOŚCI

Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła

Część 3

Wpływ bliskości ziemi na charakterystykę aerodynamiczną klap

Przybliżenie skrzydła do powierzchni ziemi powoduje zmianę opływu jego profilu. Na dolnej powierzchni skrzydła następuje przyrost nadciśnienia wskutek efektu poduszki powietrznej. Na górnej jego powierzchni zwiększa się podciśnienie przy krawędzi natarcia i nieco zmniejsza się przy krawędzi spływu.



22. Wpływ bliskości ziemi na $C_z \max$:

a) skrzydło o rozpiętości $A = 10 \frac{C_f \max}{C_r} = 0,3$

Technical Note NACA 4415

klapa dwuszczylinowa $0,5c + \text{slot } 0,241c \text{ Re} = 0,45 \times 10^6$

b) profil NACA 23015 $A = 4,55$

klapa podwójna $(0,40/0,256)c$ na całej rozp. + slot $0,184c$;

płat prostokątny, $\text{Re} = 0,72 \times 10^6$

wg Sprawozdania nr 14/TA/66 *Badania wpływu bliskości ziemi na charakterystykę aerodynamiczną płata z 40% klapą dwuszczylinową i slotem*

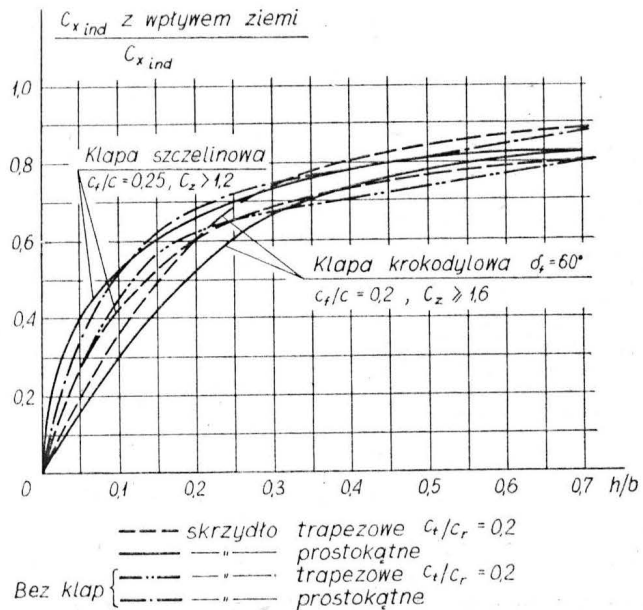
c) klapa i klapolotka $0,28c$

klapa $0,457b$, klapolotka $0,368b$; płat prostokątny razem z kadł., $A = 7,95$, $\text{Re} = 0,55 \times 10^6$

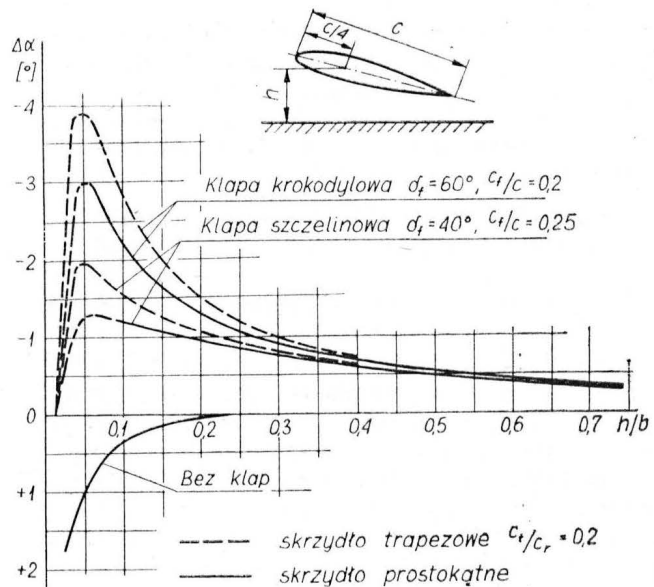
wg Sprawozdania nr 21/TA/66 *Badania wpływu ziemi na charakterystykę aerodynamiczną modelu samolotu PZL-104 Wilga*

W trzeciej części artykułu omówiono wpływ bliskości ziemi na charakterystykę aerodynamiczną klap. Zamieszczono rysunki umożliwiające sporządzenie charakterystyki aerodynamicznej samolotu z uwzględnieniem wpływu bliskości ziemi. Na zakończenie podano wnioski opracowane na podstawie przeprowadzonych rozważań.

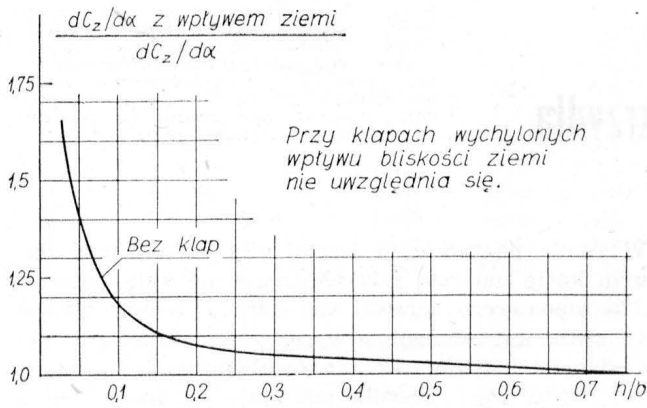
W sumie powoduje to wzrost siły nośnej przy danym kącie natarcia i zmniejszenie się kąta natarcia odpowiadającego zerowej sile nośnej. Wpływ bliskości ziemi jest szczególnie wyraźny dla skrzydła z wychylonymi klapami. Zmiana rozkładu ciśnień na górnej powierzchni skrzydła powoduje, zgodnie z teorią



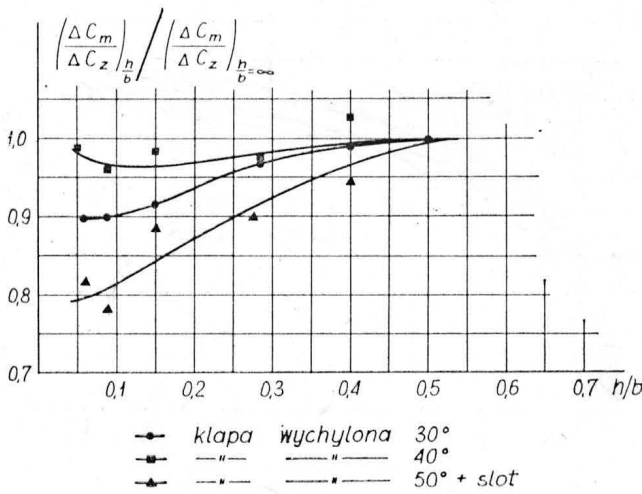
23. Wpływ bliskości ziemi na opór indukowany skrzydła



24. Wpływ bliskości ziemi na α_0



25. Wpływ bliskości ziemi na nachylenie krzywej $C_z = f(\alpha)$



26. Zmiana stosunku $\frac{\Delta C_m}{\Delta C_z}$ od wychylenia kłapy dwuszcze-

linowej 0,5c wskutek wpływu bliskości ziemi przy stałym kącie natarcia skrzydła $\alpha = \alpha_{C_z=0} + 6^\circ$

warstwy przyściennej, zmniejszenie się krytycznego kąta natarcia α_{kryt} , przy którym następuje oderwanie przepływu. Zmniejsza się więc wartość C_{zmax} . Bliskość ziemi zmniejsza kąt odchylenia przepływu za skrzydłem, a tym samym i opór indukowany skrzydła o skończonej rozpiętości.

W przypadku nisko umieszczonego usterzenia poziomego wpływ ziemi przez zmniejszenie kąta odchylenia przepływu za skrzydłem i efekt poduszki powietrznej może niekorzystnie zmniejszyć skierowaną w dół siłę potrzebną do równowagi samolotu na dużych kątach natarcia. W przypadku samolotu, który na ziemi osiąga kąty natarcia zbliżone do kąta przeciągnięcia wpływ bliskości ziemi może zwiększyć prędkość startu i lądowania przez zmniejszenie C_{zmax} skrzydła lub zmniejszenie skuteczności usterzenia poziomego. Jeżeli natomiast samolot na ziemi osiąga kąt natarcia znacznie mniejszy od kąta przeciągnięcia, wpływ bliskości ziemi zmniejszy prędkość startu i lądowania zwiększając C_z dla danego kąta natarcia.

Na rysunkach 22—25 przedstawiono wpływ bliskości ziemi na C_{zmax} , C_{xind} , α_0 i $\frac{dC_z}{d\alpha}$.

Na rysunku 22 porównano średnie wartości zmniejszenia się C_{zmax} wskutek wpływu ziemi z wartościami otrzymanymi w wyniku dmuchań modeli w tunelach aerodynamicznych. Wyniki badań płatów w przybliżeniu potwierdzają przebieg wykresów dla wartości średnich.

Na rysunku 26 przedstawiono zmianę współczynnika momentu pochylającego skrzydła. Jak należało oczekiwać, zmiany rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy powodują zmniejszanie się przyrostu momentu pochylającego od kłap przy zbliżaniu skrzydła do ziemi.

Rysunki 22—26 umożliwiają sporządzenie charakterystyki aerodynamicznej samolotu z uwzględnieniem wpływu bliskości ziemi. Wpływ bliskości ziemi na odchylenie strug za skrzydłem z wychyloną kłapą można wyrazić następującym wzorem przybliżonym:

$$e_z = \sqrt{\frac{z_k}{b} \frac{2 C_z}{\pi \Lambda} \cdot K_1 \cdot K_2 + \frac{0,55}{\Lambda_k} \Delta C_{z_k}}$$

gdzie:

$\frac{2 C_z}{\pi \Lambda} \cdot K_1 \cdot K_2$ — odchylenie strug za skrzydłem z kłapą schowaną

$\frac{0,55}{\Lambda_k} \Delta C_{z_k}$ — przyrost odchylenia strug od wychylenia kłap

ΔC_{z_k} — przyrost współczynnika siły nośnej od wychylenia kłap

Λ_k — wydłużenie części skrzydła na rozpiętości kłap

z_k — odległość od krawędzi spływu kłap do ziemi

b — rozpiętość skrzydeł

Wzór jest ważny dla $z_k < b$.

Wnioski

W wyniku przeprowadzonych rozważań można dojść do następujących wniosków:

1. O wielkości przyrostu współczynnika maksymalnej siły nośnej ΔC_{zmax} dla danego typu kłap o określonej geometrii decyduje głównie grubość profilu. Wpływ grubości profilu jest największy dla kłap krokodylowych, najmniejszy dla jednoszczelinowych.

2. W zakresie grubości profili od 14% wwyż zamiast dużo bardziej skomplikowanych kłap podwójnych, można stosować znacznie prostsze kłapy dwuszczelinowe.

3. W zakresie grubości profili od 8% — 12% kłapa dwuszczelinowa z uwagi na trudność zamieszczenia slotu o odpowiedniej geometrii w cienkim profilu traci efektywność i w zależności od pożądanej wartości ΔC_{zmax} należałoby stosować kłapę jednoszczelinową lub podwójną.

4. W przypadku gdy zależy nam na niewielkim przyroście siły nośnej przy minimalnym przyroście oporu (przy małych wychyleniach kłapy), najbardziej odpowiednim rozwiązaniem jest zastosowanie kłapy prostej o cięciwie rzędu 0,2—0,3 cięciwy skrzydła.

Dokończenie na str. 29

Modernizacja wyposażenia zakładów przemysłu lotniczego

W artykule przedstawiono rozwój nowoczesnych metod obróbki stosowanych w wytwórniach lotniczych w Stanach Zjednoczonych.

Przedstawiono ilościowy i jakościowy wzrost wyposażenia w nowoczesne obrabiarki niezbędne dziś do obróbki nowych materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Zwrócono uwagę na korzyści, jakie dają nowe metody obróbki oraz podano przykłady ich stosowania.

W ostatnich latach można zaobserwować poważne zmiany w ilościowym i jakościowym stanie obrabiarek w przemyśle lotniczym w USA. Przyczyn tego stanu rzeczy należy się dopatrywać w następujących czynnikach:

- zaostreniu się walki konkurencyjnej, co zmusza producentów sprzętu lotniczego do coraz częstszej wymiany obrabiarek na bardziej nowoczesne
- ilościowym wzroście sprzętu lotniczego i jego większej złożoności
- wzroście wymiarów i ciężaru obrabianych elementów oraz wymogów dotyczących dokładności obróbki
- coraz szerszym stosowaniu nowych materiałów w produkcji sprzętu lotniczego, jak stopy żaroodporne, tytan, niob, molibden, wolfram, beryl oraz zbrojone tworzywa sztuczne i materiały zespolone
- stosowaniu nowych metod technologicznych.

W roku 1945 obrabiarki do skrawania metali stanowiły 98% wszystkich obrabiarek przemysłu lotniczego Stanów Zjednoczonych. W roku 1965 udział ten zmniejszył się do 85%, ilość prac wykonywanych obrabiarkami jest jeszcze bardzo poważna. Stan ten jednak ulega stałej redukcji z uwagi na coraz szersze stosowanie w przemyśle lotniczym nowych materiałów i zmianę technologii obróbki. Przykład: w 1964 r. udział wartości materiałów obrabianych na obrabiarkach do skrawania metalu stanowił jeszcze 62% całkowitej wartości wszystkich obrabianych elementów, natomiast według całkowicie uzasadnionych przewidywań udział ten w 1975 r. zmniejszy się do 30%. W tym samym czasie udział obróbki plastycznej wzrośnie z 25% do 35%, spawania z 12% do 28%, a pozostałych rodzajów obróbki z 1% do 7%.

Oczywiście zmiany struktury parku maszynowego wymagały bardzo poważnych nakładów finansowych. Przemysł lotniczy USA tylko w roku 1966 zainwestował w wyposażenie 920 mln dol. (dla porównania: w roku 1960 — 340 mln dol., a więc w roku 1966 2,7 raza więcej). W wyniku tych przeobrażeń 80% obrabiarek pracowało poniżej 10 lat (72% w 1962 r.). W latach następnych tempo odmładzania parku maszynowego zostało zahamowane, przyczyną czego była recesja trwająca w Stanach Zjednoczonych w okresie od 1968 do 1971 roku. W 1971 r. Stany Zjednoczone inwestowały w park maszynowy przemysłu lotniczego zaledwie 320 mln dol. przeznaczonych na modernizację. Jednak pomimo tego niekorzystnego zjawiska przemysł lotniczy Stanów Zjednoczonych zajmuje czołowe miejsce pod względem nowoczesności stosowanych obrabiarek. Wzrasta m. in. stale liczba obrabiarek sterowanych programowo, obrabiarek do obróbki plastycznej i wykończającej. Według stanu na 1.I.1969 r. zakłady budowy silników lotniczych i płatowców oraz części do nich dysponowały parkiem

obrabiarek liczącym 166 000 do obróbki metali skrawaniem i 18 375 do obróbki kuzniczej i prasami.

Ostatnio przemysł lotniczy jest coraz liczniej wyposażony w obrabiarki ze sterowaniem numerycznym. Zgodnie z opinią panującą wśród specjalistów w Stanach Zjednoczonych każda taka obrabiarka wykonuje pracę 14 zwykłych obrabiarek i zwiększa wydajność pracy osób obsługujących od 6 do 7 razy.

Największa liczba obrabiarek sterowanych numerycznie znajduje się w zakładach budowy silników lotniczych, gdzie z uwagi na produkcję wielkoseryjną właśnie takie obrabiarki wykazują największą efektywność. Udział obrabiarek sterowanych cyfrowo w zakładach budowy silników lotniczych wynosi ponad 15% wszystkich obrabiarek tego typu w Stanach Zjednoczonych, podczas gdy w zakładach budowy płatowców udział ten kształtuje się w wysokości 2,3% (1971 r.).

Obrabiarki sterowane cyfrowo są najczęściej stosowane do frezowania i toczenia części. Największą liczbą takich obrabiarek dysponują firmy General Electric (400 szt.) i Pratt Whitney (200 szt.). Eksploatacja obrabiarek sterowanych cyfrowo umożliwiła zwiększenie wydajności pracy przekroju przedsiębiorstwa o ponad 25% i o połowę skróciła czas pracy przy przygotowaniu oprzyrządowania do produkcji (ustawiania itp.). Przykładowo zastosowanie obrabiarek sterowanych cyfrowo w firmie Pratt and Whitney pozwoliło na skrócenie czasu obrabiania chwytów powietrza z 23 do 12 godzin.

Również przedsiębiorstwa budowy płatowców przeznaczają poważne środki na modernizację parku maszynowego, zwłaszcza na zakup obrabiarek sterowanych cyfrowo. Np. North American Rockwell przeznaczyła 30 mln dol. na zakup wieloczynnościowych obrabiarek ze sterowaniem cyfrowym, a Grumman Aircraft wydał ponad 50 mln dol. na kopiarko-frezarki.

Poważne korzyści przynosi stosowanie obrabiarek sterowanych cyfrowo do precyzyjnej obróbki elementów wielkowymiarowych. Konieczność stosowania dużej dokładności do takich elementów nabrała szczególnej ostrości przy budowie samolotów o dużym ciężarze i wielkiej pojemności (Boeing Jumbo Jet B-747, DC-10, Lockheed Tri-Star L-1011). W zakładach Boeinga w Seattle obrabia się np. elementy długości 30 m (dla B-747) z dokładnością do 0,008 mm (co jest możliwe jedynie przy stosowaniu obrabiarek tego typu).

Ponadto obrabiarki sterowane numerycznie stosowane są do montowania wielkowymiarowych elementów. Na przykład Boeing stosuje nitujące agregaty sterowane cyfrowo do montażu kadłubów (Boeing 747). W wielu przypadkach obrabiarki sterowane numerycznie są wyrobami unikalnymi.

W roku 1972 Boeing rozporządzał największym i najbardziej wyspecjalizowanym parkiem obrabiarek

sterowanych numerycznie. W latach 1965—1968 firma ta wydatkowała 150 mln dol. na zakup obrabiarek sterowanych cyfrowo dla zakładów w stanie Washington (w 1969 r. zakłady te miały już 106 takich obrabiarek). Między innymi znajdują się tam cztery unikalne, sterowane cyfrowo kopiarko-frezarki o długości łoża 40 m w cenie po 1 mln dol. za sztukę. Boeing ma zakupić jeszcze 5 dalszych takich obrabiarek. Dwie podobne obrabiarki, tyle że o długości łoża 30 m, Boeing zainstalował w swoich zakładach w Wichita.

Także Lockheed modernizuje swój park obrabiarek wyposażając go w obrabiarki sterowane cyfrowo (w zakładach w Burbank znajduje się już 69 sztuk).

Również przy operacjach kontroli jakości wyprodukowanego sprzętu czerpa się stoisk sterowanych numerycznie, dzięki czemu znacznie skraca się czas kontroli. Curtiss Whright użytkuje w tym celu stanowiska (typ Cordax „500” firmy Sheffield Corp.), które umożliwiają zwiększenie dokładności pomiaru do 2,5 μm (dokładność pomiarów przy użyciu konwencjonalnych urządzeń kontrolno-pomiarowych wynosiła 50 μm).

W trakcie przebrojania zakładów i wyposażania ich w obrabiarki sterowane cyfrowo przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego napotykać wiele trudności. Najbardziej uciążliwy jest brak na rynku bardzo wyspecjalizowanych kopiarko-frezarek sterowanych numerycznie. Według obliczeń amerykańskie przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego muszą w najbliższej przyszłości zdobyć 690 obrabiarek do obróbki materiałów o dużej twardości i żaroodpornych. Podane trudności występują również przy wyposażaniu zakładu w obrabiarki programowe do obróbki części wielkowymiarowych.

Przyczyny tego stanu rzeczy można dopatrywać się w braku relacji pomiędzy wielkością produkcji przemysłu lotniczo-silnikowego USA a poziomem rozwoju przemysłu obrabiarkowego, szczególnie w zakresie wyrobów unikalnych. W przypadku zamówienia takiej obrabiarki (pomijając kwestię ceny) cykl produkcyjny jest wyjątkowo długi.

W związku z deficytem unikalnych obrabiarek programowych przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego zmuszone są do organizowania produkcji tego sprzętu we własnym zakresie. Tak np. Boeing zbudował kosztem 70 mln dolarów zakłady budowy obrabiarek w stanie Washington (powierzchnia całkowita zakładów — 107 ha, powierzchnia produkcyjna 116 000 m²). Ale na podobne rozwiązanie mogą sobie pozwolić wyłącznie bardzo wielkie przedsiębiorstwa. Ubocznym tego skutkiem jest dalszy wzrost monopolizacji przemysłu lotniczego; drobniejsze koncerny pozbawione są możliwości modernizowania swego parku maszynowego. Zresztą gdyby nawet na rynku była dostateczna liczba unikalnych centrów obróbczych — ich cena stanowiłaby nieprzebytą barierę dla słabszych finansowo producentów, którzy w coraz większym stopniu uzależniają się od gigantów.

W okresie od 1929 r. do 1968 r. średnia cena 1 obrabiarki do skrawania metali wzrosła z 2800 dolarów do 53 000 dolarów, a więc ponad 18 razy (w tym samym czasie siła nabywcza dolara zmniejszyła się tylko około 4 razy — *przyj. red.*).

Poważne trudności przeżywają przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego z powodu niedostatecznej ilości

sprzętu do kucia i tłoczenia. Posiadane przez przemysł lotniczy prasy o nacisku 50 000 ton nie wystarczają do obróbki odkuwek aluminiowych i tytanowych, podczas gdy ilość odkuwek tego typu wykazuje szybką tendencję wzrostu. W latach 1964/1965 zaledwie 5% odkuwek ze stopów aluminium wymagało pras o nacisku 100 000 ton. W 1968 r. udział takich odkuwek wzrósł do 35%. Jeszcze większego nacisku wymaga uformowanie skomplikowanych odkuwek ze stopów tytanu. Omawiane wyposażenie kuźnicze jest równie drogie jak centra obróbcze. Np. prasa o nacisku 500 000 ton do tłoczenia płyt pokryciowych (paneli) dla samolotu Mc Donnell Douglas DC-10 (prasa znajduje się w zakładach General Dynamics, filii koncernu Convair w San Diego) kosztuje 900 000 dolarów (1970 r.).

W związku z małą efektywnością obróbki skrawaniem materiałów twardych i wysokowytrzymałych, zwłaszcza przy małej głębokości wgłębienia, przedsiębiorstwa amerykańskiego przemysłu lotniczego w coraz szerszym zakresie stosują trawienie chemiczne. Właścicielem patentu na technologię przemysłowego trawienia chemicznego jest North American Aviation (od 1963 r.). Uprawnienia wynikające z tego patentu zostały zakupione przez wszystkie większe przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego. Już w roku 1967 ilość wyprodukowanego sprzętu lotniczego, który zawierał części wykonane metodą obróbki chemicznej, stanowiła 15% całej produkcji lotniczej USA.

W okresie kiedy projekt amerykańskiego samolotu naddźwiękowego był bliski realizacji, szacowano, że udział części trawionych chemicznie, które zastosowano w Boeingu 2707, będzie czterokrotnie większy niż w produkowanych ówczesnie samolotach pasażerskich. Duża efektywność tej metody stanowi jej największą zaletę. Przedstawiciele firmy Pratt and Whitney są zdania, że przejście z obróbki skrawaniem na obróbkę elementów metodą elektrochemiczną skraca w pewnych przypadkach czas obróbki nawet kilkadziesiąt razy. Hamulcem, który powstrzymuje szersze stosowanie obróbki elektrochemicznej, jest bardzo wysoka cena wyposażenia, która waha się od 50 do 500 tysięcy dolarów za komplet.

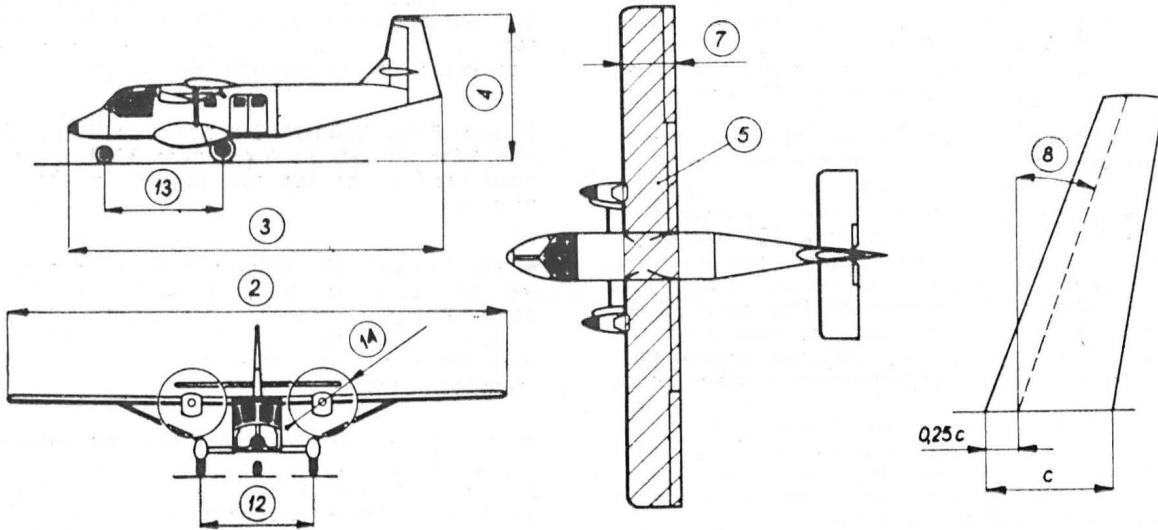
W ostatnim okresie coraz szersze zastosowanie w amerykańskim przemyśle lotniczym znajdują tzw. „nietradycyjne metody obróbki”, do których zalicza się obróbkę elektroiskrową, spawanie i obróbkę wiązką elektronów, wiercenie i spawanie laserowe.

General Electric stosuje wiercenie otworów i kanałów chłodzenia w łopatkach turbin za pomocą wiązki elektronów. Ta metoda umożliwia wiercenie otworów o średnicy 0,1 mm i stosunku długości kanału do średnicy otworu 50:1. Oprzyrządowanie stosowane przez General Electric pozwala na równoczesne wiercenie 23 otworów.

Nowe metody są stosowane również do kontroli jakości i dokładności wykonania elementów, np. firma Boeing przy montażu płatów w samolocie Boeing-747 Jumbo Jet używa laserów do kontroli dokładności montażu. Urządzenie to umożliwia osiągnięcie dokładności wynoszącej $\pm 0,5 \mu\text{m}$ na całej długości, nawet kilkunastu metrów.

Podobnie jak przy obróbce chemicznej zastępującej obróbkę skrawaniem amerykański przemysł lotniczy coraz szerzej stosuje spawanie i lutowanie za pomo-

Dokończenie na III str. okł.



DANE TECHNICZNE

TECHNICAL DATA

DIE TECHNISCHEN DATA

Технические данные

1 — wymiary	1 — dimensions
2 — rozpiętość	2 — span
3 — długość	3 — length
4 — wysokość	4 — height
5 — powierzchnia nośna	5 — wing area
6 — wydłużenie	6 — aspect ratio
7 — cięciwa skrzydła	7 — wing chord
8 — skos	8 — sweepback
9 — skos ujemny	9 — sweepforward
10 — wznios	10 — dihedral
11 — wznios ujemny	11 — anhedral (cathedral)
12 — rozstaw podwozia	12 — wheel track
13 — baza podwozia	13 — wheel base
14 — średnica śmigła	14 — propeller diameter
15 — szerokość kabiny	15 — cabin width
16 — powierzchnia podłogi	16 — cabin floor area
17 — pojemność kabiny	17 — cabin volume
18 — załoga	18 — crew
19 — ciężary i obciążenia	19 — weights and loadings
20 — ciężar całkowity (cięż. startowy)	20 — take-off weight (gross weight)
21 — ciężar do lądowania	21 — landing weight
22 — maks. ciężar bez paliwa	22 — zero-fuel weight
23 — ciężar własny	23 — empty weight
24 — ciężar handlowy (cięż. płatny)	24 — payload
25 — ciężar paliwa	25 — fuel load
26 — pojemność zbiorników	26 — fuel capacity
27 — obciążenie powierzchni	27 — wing loading
28 — obciążenie mocy	28 — power loading
29 — osiągi	29 — performance
30 — prędkość maksymalna	30 — max speed (max level speed)
31 — prędkość przelotowa	31 — cruise (cruising speed)
32 — wznoszenie (prędkość wznoszenia)	32 — climb (rate of climb)
33 — prędkość przeciągnięcia	33 — stalling speed
34 — zasięg	34 — range
35 — długotrwałość lotu	35 — endurance
36 — pułap praktyczny	36 — service ceiling
37 — rozbieg	37 — take-off run
38 — długość startu (start)	38 — take-off distance
39 — długość lądowania (lądowanie)	39 — landing distance
40 — dobieg	40 — landing run

1 — die Abmessungen	1 — die Abmessungen
2 — die Spannweite	2 — die Spannweite
3 — die Länge	3 — die Länge
4 — die Höhe	4 — die Höhe
5 — die Flügelfläche (die Tragfläche)	5 — die Flügelfläche (die Tragfläche)
6 — die Streckung (das Seitenverhältnis)	6 — die Streckung (das Seitenverhältnis)
7 — die Flügeltiefe	7 — die Flügeltiefe
8 — die (positive) Pfeilung	8 — die (positive) Pfeilung
9 — die Vorpfeilung	9 — die Vorpfeilung
10 — der V-Formwinkel	10 — der V-Formwinkel
11 — der negative V-Formwinkel	11 — der negative V-Formwinkel
12 — die Spurweite (der Fahrwerkabstand)	12 — die Spurweite (der Fahrwerkabstand)
13 — der Radstand (der Fahrwerkachsabstand)	13 — der Radstand (der Fahrwerkachsabstand)
14 — der Luftschraubendurchmesser	14 — der Luftschraubendurchmesser
15 — die Kabinenbreite	15 — die Kabinenbreite
16 — die Fussbodenfläche	16 — die Fussbodenfläche
17 — das Kabinenvolumen	17 — das Kabinenvolumen
18 — die Besatzung	18 — die Besatzung
19 — die Gewichte und Belastungen	19 — die Gewichte und Belastungen
20 — das Abfluggewicht (das Startgewicht)	20 — das Abfluggewicht (das Startgewicht)
21 — das Landegewicht	21 — das Landegewicht
22 — das Maximalgewicht ohne Kraftstoff	22 — das Maximalgewicht ohne Kraftstoff
23 — das Leergewicht	23 — das Leergewicht
24 — das Nutzgewicht (die Nutzlast)	24 — das Nutzgewicht (die Nutzlast)
25 — das Kraftstoffgewicht	25 — das Kraftstoffgewicht
26 — das Kraftstoffassungsvermögen	26 — das Kraftstoffassungsvermögen
27 — die Flächenbelastung	27 — die Flächenbelastung
28 — die Leistungsbelastung	28 — die Leistungsbelastung
29 — die Flugleistungen	29 — die Flugleistungen
30 — die Höchstgeschwindigkeit	30 — die Höchstgeschwindigkeit
31 — die Reisegeschwindigkeit	31 — die Reisegeschwindigkeit
32 — die Steiggeschwindigkeit	32 — die Steiggeschwindigkeit
33 — die Überziehgeschwindigkeit	33 — die Überziehgeschwindigkeit
34 — die Reichweite	34 — die Reichweite
35 — die Flugdauer	35 — die Flugdauer
36 — die Dienstgipfelhöhe	36 — die Dienstgipfelhöhe
37 — die Rollstrecke	37 — die Rollstrecke
38 — die Startstrecke	38 — die Startstrecke
39 — die Landestrecke	39 — die Landestrecke
40 — die Landerollstrecke	40 — die Landerollstrecke

1 — геометрические данные	1 — геометрические данные
2 — размах	2 — размах
3 — длина	3 — длина
4 — высота	4 — высота
5 — площадь крыльев (несущая поверхность)	5 — площадь крыльев (несущая поверхность)
6 — удлинение	6 — удлинение
7 — хорда крыла	7 — хорда крыла
8 — стреловидность (в плане)	8 — стреловидность (в плане)
9 — обратная стреловидность	9 — обратная стреловидность
10 — поперечное „V”	10 — поперечное „V”
11 — отрицательное поперечное „V”	11 — отрицательное поперечное „V”
12 — колея шасси	12 — колея шасси
13 — база шасси	13 — база шасси
14 — диаметр винта	14 — диаметр винта
15 — ширина кабины	15 — ширина кабины
16 — площадь пола	16 — площадь пола
17 — объем кабины	17 — объем кабины
18 — экипаж	18 — экипаж
19 — веса и нагрузки	19 — веса и нагрузки
20 — взлетный вес	20 — взлетный вес
21 — посадочный вес	21 — посадочный вес
22 — максимальный вес без топлива	22 — максимальный вес без топлива
23 — вес пустого самолета	23 — вес пустого самолета
24 — коммерческая нагрузка	24 — коммерческая нагрузка
25 — вес топлива	25 — вес топлива
26 — емкость топливных баков	26 — емкость топливных баков
27 — удельная нагрузка крыла	27 — удельная нагрузка крыла
28 — нагрузка мощности	28 — нагрузка мощности
29 — летные данные	29 — летные данные
30 — максимальная скорость	30 — максимальная скорость
31 — крейсерская скорость	31 — крейсерская скорость
32 — подъемная скорость	32 — подъемная скорость
33 — скорость сваливания	33 — скорость сваливания
34 — дальность полета	34 — дальность полета
35 — продолжительность полета	35 — продолжительность полета
36 — практический потолок	36 — практический потолок
37 — разбег	37 — разбег
38 — взлетная дистанция	38 — взлетная дистанция
39 — посадочная дистанция	39 — посадочная дистанция
40 — пробег	40 — пробег

● В текущем десятилетии польской авиационной промышленностью планируется экспорт авиационного оборудования за сумму 8 000 000 000 зл. (около 2 млрд долларов). Эта сумма в двое превышает полный объем польского авиационного экспорта за 20-летие 1950—1970 г.

● Завод ВСК Дельта Мелец до 1973 г. выпустил 5600 самолетов Ан-2 из этого 3300 в сельскохозяйственном варианте. Остальную часть составляют прежде всего самолеты транспортного варианта.

● Следующие экземпляры самолета ПЗЛ-104 Вильга приобретены польскими предприятиями и институтами. Самолеты Вильга куплены Радомским Литейным Заводом и Воеводским Народным Советом города Кельце. Последняя машина будет использоваться для служебных полетов, лесной разведки, а также для спасательных и санитарных работ.

● Польские планеристы располагают около 700 планерами, которые эксплуатируются в среднем около 10-ти лет (планеры Муха Стандарт, Фока, Боция). Планеры Фока-5, Пират, Кобра и другие находятся в аэроклубах в небольшом количестве, так как у промышленности есть заказы экспорта на все его производство.

● В апреле месяце состоялся первый полет прототипа сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106, который разработан и построен в ВСК Окенце в Варшаве при сотрудничестве Института Авиации. Силовой установкой первого прототипа является двигатель Лайкоминг 400 л.с. Самолет представляет собой моноплан металлической конструкции с низкорасположенным крылом; фюзеляж ферменный с легкосъемными панелями обшивки. Вес химикатов составляет 700 кг.

● Польские Авиалинии ЛЕТ в течение прошлого года перевезли 465 тыс. пассажиров на международных и 875 тыс. пассажиров на внутренних линиях. Предполагается, что в 1980 г. местными сообщениями будут пользоваться 2,5 миллиона человек, международными — 1,4 миллиона. В 1990 г. ЛЕТ перевезет 13 млн пассажиров. Предполагается, что до сих пор скромное число — 10 местных аэродромов, увеличится в 1980 до 15, а в 1990 до 30-ти аэродромов. В сеть местных авиалиний будут тогда включаться все более важные города, а также главные центры отдыха и туризма. В настоящее время реализуется вторая стадия модернизации аэродромов; в этой стадии аэропорт Окенце получит более совершенные радиотехнические средства для выполнения посадок в сложных метеословиях, а аэродромы в городах Жешов, Краков и Познань — оборудование для посадки в условиях первой категории по ИКАО.

● Благодаря 4-ем рекордам установленным Эдуардом Макулей во время его пребывания в США, Польша — наряду с СССР занимает передовое место в списке мировых рекордов по планеризму в 1972 г. В актуальной таблице — на 32 официальных рекорда — польским и советским планеристам принадлежит по 7 мировых рекордов. По 5 рекордов принадлежат США и ФРГ, по 3 — Австралии и Великобритании, а 2 — Республике Южной Африки.

● В рамках научной программы социалистических стран (Интеркосмос) радиоспектрограф из города Торунь будет установлен на советском искусственном спутнике Земли. В астрономической обсерватории в Пивнице (12 км от города Торунь) разработан проект постройки большего интерферометра состоящего из 5 радиотелескопов диаметром 25 м каждый, установленных на расстоянии до 3 км. Эта установка дает возможность вести наблюдения всей галактики.

● The Polish aviation industry is planning to export equipment for about 2 billion dollars in this decade. It is twice as much as the entire Polish aviation export in the past ten years.

● The WSK-Delta-Mielec has manufactured up till now 5 600 aircraft An-2 of which 3 300 in the agricultural version and the rest mostly in the transport version.

● Further PZL-104 Wilga aircraft have been purchased by our companies and institutions. The Radom Metal Foundry and the People's Provincial Council in Kielce have been the buyers. The Wilga will be used for executive, forest patrol, rescue and invalid transportation duties.

● The Polish gliding has about 700 gliders at its command, average life of which is 10 years (Mucha Standard, Bocian, Foka). The number of Pirat, Foka 5 and Cobra sailplanes in aeroclubs is rather small, because our industry has already had export orders for its total production output.

● In April was test flown a prototype of the PZL-106 agricultural aircraft built at the WSK-Delta-Okecie in Warszawa and designed in co-operation with the Aeronautical Institute. The first prototype is powered by 400 HP Lycoming engine. The aircraft is a low-wing monoplane of metal construction with a truss fuselage and easily removable skin panels. It is designed to carry 700 kg of chemicals.

● The Polish Airlines LOT carried a total of 465 thousand passengers on international routes and 875 thousand passengers on domestic routes last year. An increase is planned for 1980 and so domestic flights will cover 2.5 million people and foreign flights — 1.4 million. The LOT is to transport 13 million passengers in 1990. We are also going to increase our present modest network of ten domestic airports by 15 in 1980 and up to 30 in 1990. The air services will then cover all more important cities and major tourist and health resorts.

● The second stage of airport modernization program is under way and there by the airport at Okęcie-Warszawa will get the latest equipment permitting landing under difficult weather conditions while airports in Rzeszów, Kraków and Poznań will be provided with equipment permitting landing under 1st category of the ICAO.

● Poland, besides the Soviet Union, is leading on the list of 1972 world gliding records due to the four records won by Edward Makula in the USA. For 32 official records 7 world records belongs to Polish and Soviet pilots respectively, 3 records to representatives of the USA and West Germany, 3 records to Australia and Great Britain and 2 records to pilots of the South-African Republic.

● Under the „Intercosmos” scientific program of the Socialist Countries, a Toruń radio spectrograph will be launched into a circum-earth orbit on board of a Soviet satellite. In the astronomical observatory at Pivnice (12 km from Toruń) a project was developed to build a big interferometer consisting of 5 radio telescopes of 25 m diameter each, spaced over a distance of 3 kilometers. This equipment will permit to observe the whole galaxy.

Transportowiec kosmiczny

North American Rockwell

W końcu lipca 1972 r. firma North American Rockwell otrzymała jako główny wykonawca zamówienie NASA na budowę transportowca kosmicznego. W ten sposób po trwających kilka lat wstępnych pracach mających na celu wybór optymalnej koncepcji transportowca kosmicznego wielokrotnego użytku USA przystępuje do realizacji b. poważnego, obliczonego na okres 20 lat programu kosmicznego, który — jeżeli zostanie wykonany zgodnie z zamierzeniami — przewyższy pod względem znaczenia program Apollo. O ile bowiem ten ostatni był w zasadzie programem doświadczalnym, o tyle projekt transportowca kosmicznego jest programem w pełni użytkowym przeznaczonym do realizacji zadań technicznych o charakterze stosowanym.

Po latach entuzjazmu dla astronautyki, który w USA osiągnął swój szczytowy punkt w 1968 r., nastąpił okres recesji przemysłu lotniczo-kosmicznego spowodowany poważnymi cięciami w budżecie NASA (zmniejszenie budżetu z 4,3% w 1968 r. do 1,3% budżetu państwowego). Ponieważ przemysł lotniczo-kosmiczny jest najpoważniejszą gałęzią przemysłu amerykańskiego, pociągnęło to za sobą recesję całej gospodarki USA, z której dopiero teraz zaczyna się ona dźwigać.

W podboju kosmosu nie występuje obecnie współzawodnictwo między USA a ZSRR. Budowa transportowca kosmicznego jest wyrazem dążeń do poprawy warunków życia na Ziemi, gdyż dzięki obniżeniu kosztów przedsięwzięć kosmicznych możliwa będzie ekonomiczna realizacja wielu użytkowych programów kosmicznych.

Zastosowanie transportowca obniży koszty zadań kosmicznych przede wszystkim dzięki możliwości jego wielokrotnego użycia i możliwości zabierania na pokład rów-

nocześnie kilku różnych obiektów. Umieszczone na orbicie obiekty będą przez załogi transportowców kontrolowane, a w razie potrzeby naprawiane i sprowadzane z powrotem na Ziemię. Poza tym możliwe będzie zastąpienie 70 istniejących obecnie wyrzutni rakietowych sześcioma bazami transportowców kosmicznych. Według obliczeń NASA w okresie od 1980 do 1992 r. — w 1980 r. transportowiec ma być gotowy do lotów — zaoszczędzi się na startach obiektów kosmicznych sumę 5 mld dol. Do tego należy jeszcze dodać 7—8 mld dol. zaoszczędzonych przez przedłużenie czasu działania satelitów dzięki ich udoskonalonej obsłudze i kontroli w Kosmosie. Natomiast koszty rozwoju transportowca łącznie z urządzeniami do jego startu i odzyskiwania oraz wykonaniem zaplanowanych zadań kosmicznych oceniono na 3,05 mld dol. Koszty te rozłożone są w następujący sposób:

● 5,15 mld dol. na rozwój, próby i budowę dwóch transportow-

Po kilku latach prac przygotowawczych w USA przystąpiono do budowy transportowca kosmicznego wielokrotnego użytku, który dzięki obniżeniu kosztów realizacji zadań kosmicznych umożliwi znaczne rozszerzenie kosmicznych programów użytkowych. Budowany przez firmę North American Rockwell transportowiec ma gotyckie skrzydło delta, silniki główne na ciekły wodor/ciekły tlen, silniki dwuprzepływowe do lotu w atmosferze, nieodzyskiwany zewnętrzny zbiornik ciekłego wodoru/ciekłego tlenu i dwa odzyskiwalne silniki startowe na stałe materiały pędne.

Rozwój transportowca kosmicznego wskazuje na ścisły związek między techniką lotniczą a techniką astronautyczną.

ców. Suma ta będzie wydatkowana w okresie 1972—1980

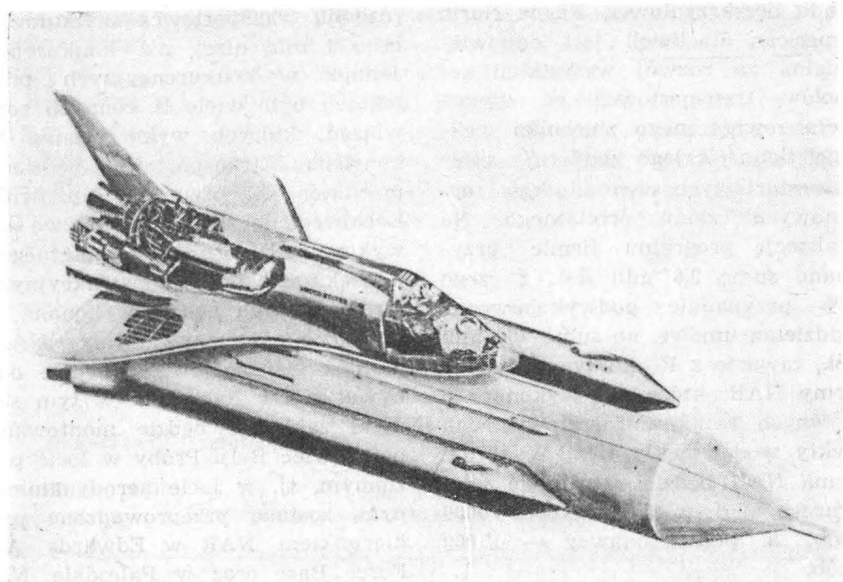
● 1 mld dol. na prace modyfikacyjne w statkach prototypowych i na budowę trzech dalszych statków łącznie z silnikami do seryjnych transportowców, które będą zastosowane w programie użytkowym w latach 1980—1992

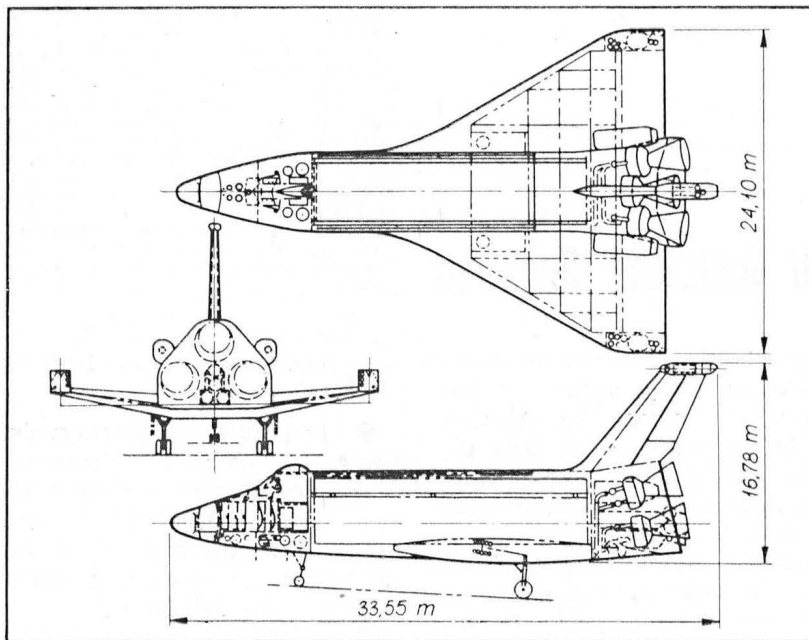
● 300 mln dol. na rozwój i próby urządzeń do startu i lądowania na Cape Canaveral i w bazie USAF w Vandenberg

● 1,6 mld dol. na wykonanie zaplanowanych na okres 12 lat 580 zadań kosmicznych, na rozwój holownika kosmicznego (Space Tug), nieodzyskiwalnych stopni napędowych do satelitów umieszczanych na wysokich orbitach i sond sięgających głęboko w Kosmos oraz na wojskowe urządzenia w bazie Vandenberg.

Każdy dodatkowy człon orbitalny transportowca ma kosztować 250 mln dol., a jego silniki startowe — 50 mln dol. Koszty startu transportowca obliczono na 10 mln dol.

1





Studia, które doprowadziły do przyjęcia ostatecznej postaci transportowca, zostały wykonane w ciągu ostatnich dwóch lat przez NASA Manned Space Flight Center i przez firmy biorące udział w konkursie na projekt wstępny transportowca. Początkowe plany przewidywały budowę statku w pełni odzyskiwalnego, ponieważ jednak jego rozwój wymagałby 11 mld dol. zrezygnowano z niego na korzyść uproszczonego i mniej kosztownego systemu. Jako silniki startowe (nośne) zastosowano silniki na stałe materiały pędne, co obniżyło koszty rozwoju transportowca o 350 mln dol. Charakterystyczne jest poza tym przyjęcie dla członu orbitalnego układu skrzydłowego zamiast wcześniej proponowanego układu bezskrzydłowego. Firma North American Rockwell jest odpowiedzialna za rozwój wszystkich zespołów transportowca za wyjątkiem zewnętrznego zbiornika ciekłego tlenu/ciekłego wodoru, silników startowych oraz silników turbinowych członu orbitalnego. Na realizację programu firmie przyznano sumę 2,6 mld dol., z czego 53% przypadnie podwykonawcom. Oddzielną umowę, na sumę 460 mln dol., zawarto z Rocketdyne Division firmy NAR, który ma wykonać 36 głównych silników raketowych na ciekły wodor/ciekły tlen. W 1976 r. firma NAR będzie zatrudniać przy pracach nad transportowcem 9000 osób, a podwykonawcy — 41 000 osób.

Jako podwykonawców wybrano już cztery pierwsze firmy: General Electric (odzyskiwalna osłona cieplna nosowej części członu orbitalnego), IBM (system przetwarzania danych), Honeywell (układ sterowania) i Maintenance and Engineering Center of American Airlines (zagadnienia obsługi i eksploatacji transportowca).

Do listopada 1973 r. mają być wybrani wykonawcy zewnętrznego zbiornika ciekłego wodoru/ciekłego tlenu, silników startowych oraz silników turbinowych.

W programie będą brać udział również firmy, które przegrały konkurs, a mianowicie Lockheed, Grumman i McDonnell Douglas. Firma NAR zawdzięcza swe zwycięstwo głównie temu, że koszty rozwoju transportowca skalkulowała o 1 mld niżej niż konkurenci. Jednak w konkurencyjnych projektach było wiele b. cennych rozwiązań, których wykorzystanie w konstrukcji transportowca będzie z pożytkiem dla programu (np. firma Lockheed ubiega się o umowę na wykonanie zbiornika zewnętrznego).

Większość prac konstrukcyjnych i rozwojowych będzie wykonana w zakładzie Downey firmy NAR. Montaż transportowców będzie odbywał się w Palmdale (w tym samym zakładzie będzie montowany bombowiec B-1). Próby w locie poziomym, tj. w locie aerodynamicznym, zostaną przeprowadzone pod kierunkiem NAR w Edwards Air Force Base oraz w Palmdale. Na-

tomiast próby w locie pionowym odbędą się na Cape Canaveral i będzie za nie odpowiedzialna NASA.

Charakterystyczną cechą budowanego przez North American Rockwell transportowca kosmicznego, odróżniającego go od wcześniejszych projektów, jest brak stanowiącego oddzielną całość członu nośnego. Człon orbitalny statku osadzony jest na grzbiecie zewnętrznego nieodzyskiwalnego zbiornika ciekłego wodoru/ciekłego tlenu, na którego bokach zabudowane są dwa odzyskiwalne silniki startowe na stałe materiały pędne. Długość kompletnego transportowca wynosi 64,05 m, a wysokość 22,75 m. Jego ciężar startowy można oceniać na ok. 3 000 000 kg.

Człon orbitalny ma układ dolnopłatowca z gotyckim skrzydłem delta (podobnie jak samolot Concorde). Jego rozpiętość wynosi 24,10 m, długość 33,55 m, wysokość 16,78 m i ciężar własny 63 560 kg. Konstrukcja jest skorupowa usztywniona wręgami i podłużnicami. W 85% jest ona wykonana ze stopów aluminium, tylko powierzchnie narażone na nagrzewanie przy wejściu w atmosferę są pokryte ceramiczną warstwą żaroodporną. Ładownia o długości 18,30 m i średnicy 4,58 m jest zaopatrzona w urządzenia ładunkowe i telewizyjną aparaturę kontrolną w celu ułatwienia czynności załadunkowych i wyładunkowych w Kosmosie. Kabina załogi ma dwa pokłady: na górnym znajdują się miejsca pilota i kopolota, na dolnym — dwóch specjalistów od transportowanego ładunku. Kabina ma atmosferę składającą się z azotu i tlenu. Człon orbitalny jest wyposażony w trójkołowe podwozie do konwencjonalnego lądowania.

Główny układ napędowy członu orbitalnego składa się z trzech silników na ciekły wodor/ciekły tlen o ciągu 213 380 kg (każdy). Do lotu w atmosferze będą służyć dwa turbinowe silniki dwuprzepływowe, prawdopodobnie Pratt and Whitney JTF-22 o ciągu ponad 20 000 kg. Do wykonywania manewrów na orbicie są przeznaczone dwa silniki o ciągu 2270 kg, a do sterowania położeniem — dwa zespoły po 12 silników o ciągu 454 kg w części ogonowej i dwa po 8 silników o tym samym ciągu z przodu kadłuba. W przypadku konieczności przerwania zadania byłyby użyte dwa silniki na stałe materiały pędne o ciągu 175 240 kg, zabudowane nad skrzydłem po obu stronach kadłuba.

Zewnętrzny zbiornik członu orbitalnego o długości ok. 57 m i średnicy 7,90 m ma konstrukcję półskorupową wykonaną ze stopu aluminiowego z zewnętrzną izolacją cieplną z tworzywa piankowego. Zabudowane po bokach zbiornika silniki startowe mają średnicę 3,90 m i długość 45,75 m, a ich ciężar wynosi 1 600 000 kg.

W przypadku startu w kierunku ściśle wschodnim transportowiec może unieść na orbitę o wysokości 185 km ładunek o ciężarze 29 500 kg albo 12 osób. W czasie startu pracują zarówno silniki nośne, jak i silniki główne członu orbitalnego. Na wysokości ok. 40 km silniki startowe oddzielają się i wodują

na spadochronach na oceanie. Można je będzie wykorzystywać do 20 razy. Człon orbitalny będzie pozostawał na orbicie od 7 do 30 dni. Pozwoli to na umieszczenie na orbicie satelitów, wykonanie wojskowych zadań rozpoznawczych, przeprowadzenie kontroli i napraw satelitów itp. W czasie powrotu już na wysokości 120 000 m będzie się rozpoczynał lot aerodynamiczny, po czym transportowiec będzie lądował w sposób konwencjonalny i po dwóch tygodniach będzie gotowy do następnego lotu. Przewiduje się 100-krotne użycie jednego członu orbitalnego.

Niezależnie od tego, że rozwój transportowca kosmicznego przed-

stawia b. ciekawy problem techniczny specjalistów lotniczych powinien on zainteresować również z tego względu, iż wykazuje w sposób najbardziej spektakularny ścisły związek między techniką lotniczą a techniką astronautyczną. Wykorzystując zasady lotu aerodynamicznego, lotnicze silniki turbينية, zasady konstrukcji lotniczych i materiały stosowane w lotnictwie program budowy transportowca kosmicznego stanowi w ścisłym tego słowa znaczeniu przedłużenie kierunków rozwojowych lotnictwa.

Opracowano na podstawie

„Flug Revue” 1972 nr 11 str. 55—57

„Interavia” 1972 nr 9 str. 929

Dokończenie ze str. 13

ANALIZA ZASTOSOWANIA...

Druga linia to dodatkowe układy sterowania:

- omówiony już poprzednio układ sterowania lotkami i sterem wysokości (mogą być też przerywacze i przynajmniej trymer usterzenia poziomego),

- wprowadzenie sprężystości mocowania łopat, aby nawet przy zerowym ciągu zapewnić minimalną sterowność.

Zjawiska niekorzystne zmieniają się wraz ze zmianą proporcji parametrów konstrukcyjnych skrzydła. W przypadku szybkich wyposażonych tylko w skrzydło śmigłowców (o dużej doskonałości aerodynamicznej) dla danego odciążenia wirnika powierzchnia skrzydła (pracującego w pobliżu optymalnych kątów natarcia) wypada mniejsza, a zatem i jego ciężar, do-

ciążenie aerodynamiczne w zawisie, możliwość niebezpiecznego odciążenia wirnika nawet przy średnich prędkościach nie stwarza żadnych zagrożeń i nie ma potrzeby wprowadzania dodatkowych zabezpieczeń czy to konstrukcyjnych, czy też korekcyjnych techniki pilotażu. W przypadku, gdy powierzchnia skrzydła wypada stosunkowo duża, należy pomyśleć o dodatkowych zabezpieczeniach.

Literatura

1. Lynn R.: *Interaction Wing-Rotors*, „Journal of Aircraft” 1966 nr 4.
2. Mil M. L., Niekrasow A. W., Brawerman A. C., Gorodko L. N., Lejkand M. A.: *Wiertoloty*, t. I. Moskwa, 1966.
3. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr H-41, 1971.

Dokończenie ze str. 22

ANALIZA CHARAKTERYSTYK...

Efektywność kłapy prostej bardzo maleje, jeżeli przez szczelinę pomiędzy klapą i kesonem skrzydła możliwy jest przepływ wyrównujący ciśnienie na dolnej i górnej powierzchni skrzydła.

5. Przy sporządzaniu charakterystyki aerodynamicznej samolotu z wychylenymi klapami można przyjąć, nie popełniając dużego błędu, że przyrost $\Delta C_{z_{max}}$ od wychylenia kłap nie zależy od liczby Reynoldsa.

6. Przyrost oporu profilowego wynikający z niedużego wychylenia kłapy szczelinowej (rzędu 20°) przy laminarnym profilu podstawowym i odpowiednio dużym kącie natarcia (znajdującym się powyżej zakresu kątów odpowiadających charakterystycznemu

wgłębieniu biegunowej w kierunku małych oporów) jest pomijalnie mały.

7. Przy obliczaniu równowagi samolotu podczas startu i lądowania, prędkości oderwania i przyziemiania, długości rozbiegu i dobiegu należy korzystać z charakterystyki aerodynamicznej samolotu uwzględniającej wpływ bliskości ziemi.

Bliskość ziemi zmienia moment pochylający, siłę nośną, opór indukowany skrzydła i usterzenia poziomego. Wpływ ten jest szczególnie wyraźny dla dolnopłatów i samolotów z nisko umieszczonym usterzeniem poziomym.

BIBLIOTEKA GŁÓWNA oraz 27 BIBLIOTEK ODDZIAŁOWYCH NOT

dysponują: 126 tysiącami książek ze wszystkich dziedzin techniki
1300 tytułami czasopism bieżących polskich i zagranicznych

udzielają: informacji bibliograficznych katalogowych o bibliotekach o informacji naukowo-technicznej
udostępniają: zbiory własne i zbiory innych bibliotek krajowych i zagranicznych
wykonują: reprodukcje z książek i czasopism

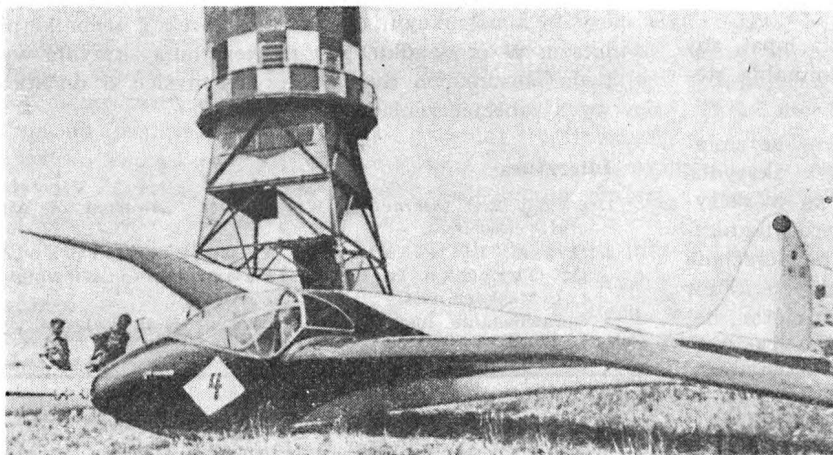
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

PWS-101 — szybowiec, który przyniósł medal Lilienthala

W roku 1936 Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji zamówił trzy szybowce wysokowyczynowe przeznaczone do udziału w Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w Rhön-Wasserkuppe w Niemczech w 1937 r.: szybowiec Orlik projektu inż. Antoniego Kocjana, SG-7 projektu inż. Szczepana Grzeszczyka oraz PWS-101 opracowany przez inż. Wacława Czerwińskiego. PWS-101 był pierwszym szybowcem Czerwińskiego, który otrzymał oznaczenie PWS, gdyż konstruktor rozpoczął w tym czasie pracę w Podlaskiej Wytwórni Samolotów. Po-

ta o właściwym wydłużeniu. Konstrukcję szybowca opracował inż. W. Czerwiński wraz z inż. Bolesławem Wiśnickim. Na zamówienie Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK zostały zbudowane w PWS dwa prototypy szybowca PWS-101. Zostały one oblatane przez inż. Piotra Mynarskiego późną wiosną na lotnisku w Białej Podlaskiej. Nosiły one numery rejestracyjne SP-1005 i SP-1006. Po skróconych próbach wzięły udział w lipcu 1937 r. w Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w Rhön, uznanych następnie za I Szybowcowe Mistrzostwa Świata. Podczas tych za-

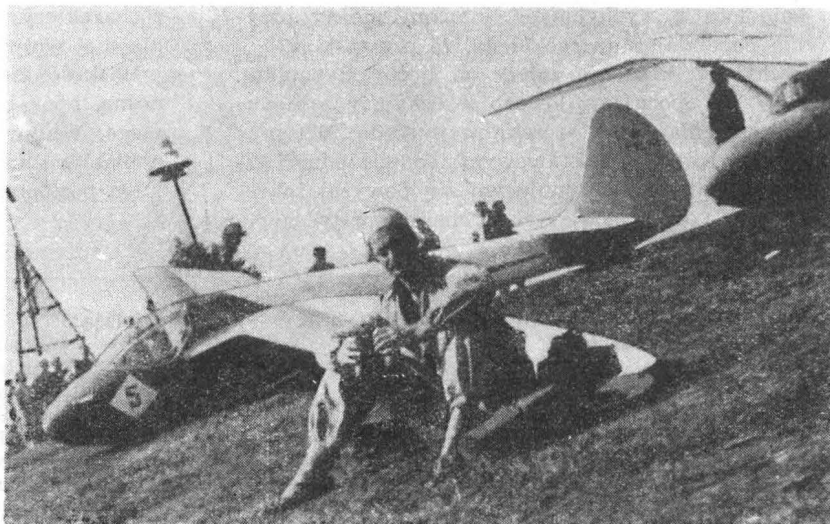
wodów P. Mynarski 4.VII.1937 r. uzyskał największą odległość 351 km, przelatując z Rhön do Hamburga na PWS-101 o znakach SP-1005 i numerze konkursowym 4. Był to równocześnie rekord Polski w przelocie otwartym. P. Mynarski zajął w Rhön 10 miejsce. Na drugim PWS-101 (o numerze konkursowym 5) startowali na zmianę R. Szukiewicz i E. Peterek. Początkowo szybowce PWS-101 nosiły nazwę Rekin, która została następnie przeniesiona na następny szybowiec Czerwińskiego — PWS-102. W V Krajowych Zawodach Szybowcowych (5—15.VIII.1937 r.) w Inowrocławiu na PWS-101 Z. Żabski zajął drugie miejsce, a A. Dziurzyński — czwarte. Czerwiński otrzymał wówczas nagrodę Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych jako konstruktor szybowca, na którym podczas tych zawodów wykonano najdłuższy przelot (Dziurzyński — 313 km). W pierwszej połowie 1938 r. na zamówienie Departamentu Lotnictwa Cywilnego MK zostały zbudowane cztery dalsze szybowce PWS-101, wykonane w Lwowskich Warsztatach Lotniczych. W marcu 1938 r. szybowiec SP-1089 przeszedł próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa w Warszawie, przeprowadzone

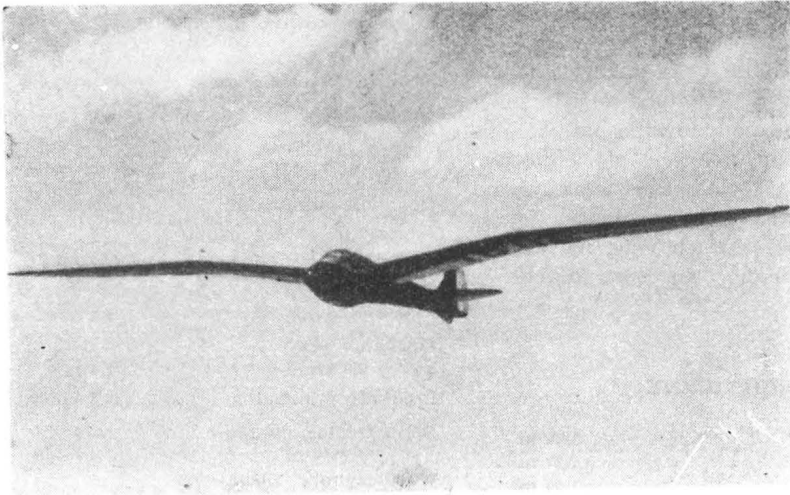


1. Prototyp szybowca PWS-101 na zawodach w Rhön w 1937 r.

przednie szybowce tego konstruktora budowane we Lwowie były oznaczane literami CW (np. wyczynowy CW-5bis), a zbudowane w Wojskowych Warsztatach Szybowcowych w Krakowie — WWS (np. WWS Żaba, Salamandra i Delfin). Model aerodynamiczny szybowca PWS-101 przeszedł dmuchania w tunelu Laboratorium Aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej. Dla uzyskania w czasie dmuchań większych liczb Reynoldsa — w celu osiągnięcia jak największej zgodności wyników badań w tunelu z charakterystyką prototypu — model tunelowy miał zmniejszoną rozpiętość płata, a wyniki pomiarów biegunowej i stateczności zostały następnie przeliczone dla płata

2. Drugi egzemplarz szybowca PWS-101 o znakach SP-1006 — w Rhön





3. SP-1006 po zmianie malowania

przez inż. R. Szukiewicza, podczas których pomierzono jego osiągi. Rok 1938 jest rokiem dużych sukcesów szybowca. Tadeusz Góra 18.V.1938 r. wykonuje przelot długości 578 km — na trasie Bezmiechowa — Soleczniki Małe koło Wilna, który staje się rekordem Polski. Za przelot ten, jako pierwszy w świecie, za najlepszy wyczyn szybowcowy 1938 r. otrzymuje, w styczniu 1939 r. Medal Lilienthala przyznany przez Międzynarodową Federację Lotniczą FAI. M. Urban 21.VI.1938 r. na PWS-101 wykonał przelot długości 426 km, zaś W. Kasprzyk 8.VIII.1938 r. — długości 476 km. W VI Krajowych Zawodach Szybowcowych (12—22.VII.1938) w Inowrocławiu szybowce PWS-101 zajmują miejsca: 2 (T. Góra), 3 (H. Milicer), 5 (W. Kasprzyk), 7 i 11. W końcu 1938 r. PWS-101 o znakach SP-1089 był wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu. W maju 1939 r. na Międzynarodowym Zlocie Szybowcowym ISTUS we Lwowie pierwsze miejsce zajął K. Pleniewicz, drugie T. Góra — obaj na szybowcach PWS-101. W 1939 r. Lwowskie Warsztaty Lotnicze otrzymały zamówienie na dalsze 5 szybowców PWS-101.

PWS-101 był najlepszym polskim szybowcem wyczynowym z lat 1937—1938. W 1939 r. pojawiły się jeszcze lepsze konstrukcje, PWS-102 oraz B-38, lecz nie zdążyły one wejść do użytku przed wybuchem wojny. PWS-101 był pierwszym polskim szybowcem zabierającym balast wodny i pierwszym wyposażonym w hamulce aerodynamiczne. Hamulce te, pomysłu

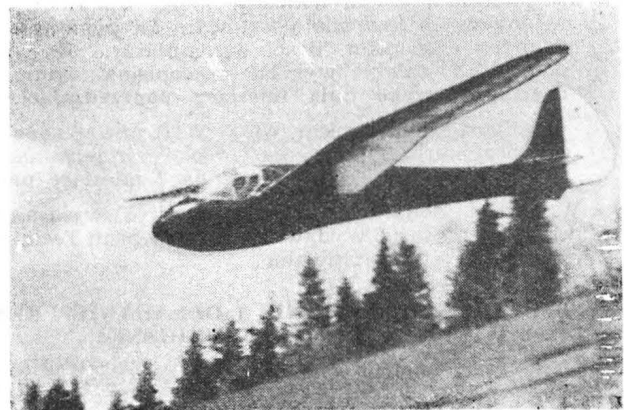
inż. W. Czerwińskiego, miały postać płyt uchylnych (na zawiasach) na górnej i dolnej powierzchni płata, umieszczonych za dźwigarem. Przez skrzynkę hamulcową przepływało powietrze z dolnej powierzchni płata na górną. Stopień otwarcia hamulców był regulowany. Opadanie na hamulcach wynosiło 1,2 m/s przy 58 km/h i 2,4 m/s, przy 86 km/h. Hamulce nie powodowały drgań płata ani usterzenia, co było powszechnym zjawiskiem przy innych typach hamulców. Hamulce tego typu — nazwane hamulcami IS — zastosowano w 1949 r. na seryjnych szybowcach IS-2 Mucha bis. Konstrukcja skrzydła PWS-101 miała wyjątkowo dużą sztywność skrętną. Odkształcenie skrętne płata miało wynosić $3,7^\circ$ przy prędkości 290 km/h. Szybowiec mimo dużej rozpiętości miał lotki o dużej skuteczności i dobrą zwrotność.

Konstrukcja

Jednomiejscowy wolnonośny szybowiec wyczynowy drewnianej konstrukcji.

Kadłub półskorupowy kryty sklejką. Przekrój kadłuba owalny, zwężony do dołu. Osłona kabiny, odejmowana, ze szkła organicznego. W tyle za osłoną, okna dające dobrą widoczność do tyłu. Tablica wyposażona w komplet przyrządów do lotów bez widoczności ziemi. Dysza pomiarowa Venturi i dysza Venturi napędzająca zakrętomierz — umieszczone przed kabiną. Fotel pilota dostosowany do spadochronu plecowego. Pedaly regulowane na ziemi. Na lewej burcie dźwignia napędu hamulców aerodynamicznych, na prawej — kółko pokrętła napędu klapki wyważającej. Płoza przednia amortyzowana dętką — jesionowa. Płoza tylna drewniana, amortyzowana piłkami tenisowymi. Z przodu kadłuba hak do startu z lin gumowych i zaczep do holu za samolotem.

Płat o obrysie trapezowo-eliptycznym, a w widoku z przodu o kształcie mewim (rozpłaszczone M), dwudzielny, jednodźwigarowy, ze skośnym dźwigarkiem pomocniczym. Profil u nasady płata o grubości 16%, na końcu — 8%. Skręce-



4. Seryjny PWS-101 w Bezmiechowej

nie geometryczne płata — 4,5°. Dźwigar skrzynkowy. Keson kryty sklejką do dźwigarów. Zadźwigarowa część płata kryta płótnem. Za dźwigarem hamulce aerodynamiczne. Lotki dwudzielne szczelinowe, wychylane różnicowo, konstrukcji krzyżulcowej, kryte płótnem. Niektóre egzemplarze PWS-101 miały w płacie zbiornik wodny o pojemności 40 l. Usterzenie wolnonośne. Statecznik pionowy integralny z kadłubem. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Ster wysokości z klapkami dociążająco-wyważającymi.

Malowanie. Pierwsze dwa egzemplarze malowane na kremowo z czerwonym kesonem płata oraz

czerwonym przodem kadłuba i zwięzającym się pasem wzdłuż kadłuba. Listwy na osłonie kabiny — srebrne. Później szybowce te przemaalowano. Całe pokrycie sklejkowe płatów, kadłuba i usterzenia — zostało pomalowane na wiśniowo, zaś całe pokrycie płócienne było koloru kremowego. Tak samo pomalowane były szybowce seryjne. Znaki rejestracyjne na kadłubie — białe, na skrzydłach — czarne.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,0 m
Długość	7,27 m
Wysokość	1,55 m
Powierzchnia nośna	18,9 m ²
Wydłużenie	19
Ciężar własny	185 kG

Ciężar użyteczny	79—127 kG
Ciężar całkowity	264 kG
Ciężar całkowity maksymalny	312 kG
Obciążenie powierzchni	14—16,5 kG/m ²
Doskonałość	26,8
— przy prędkości optymalnej	63 km/h
Opadanie minimalne	0,58 m/s
— przy prędkości ekonomicznej	55 km/h
Opadanie przy v = 100 km/h	1,5 m/s
Opadanie przy v = 120 km/h	2,4 m/s
Prędkość minimalna	48,5 km/h
Dopuszczalną prędkość nurkowania	200 km/h
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+6,5/—3,7
Współczynnik obciążenia niszczonego	+11/—6,3

WARUNKI PRENUMERATY CZASOPISM WCT NOT

Prenumeratę krajową przyjmuje wyłącznie Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. centr.: 26-80-16. Konto PKO — I O/M Warszawa, nr 1-9-121697.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Biuro Kolportażu Wydawnictw Zagranicznych „Ruch”, Warszawa, ul. Wronia 23, tel.: 20-40-88. Konto PKO Warszawa, nr 1-6-100024.

PRENUMERATA DLA ZAKŁADÓW PRACY

Instytucje, organizacje społeczne, ośrodki informacji naukowo-technicznej, biblioteki itp. prenumerują czasopisma na okres **nie krótszy niż 1 rok**, przesyłając zamówienia w terminie **do dnia 31 października**. Równolegle z zamówieniem należy **dokonać wpłaty należności za jeden rok**.

Zamówienia zakładów pracy ważne są w latach następnych, aż do odwołania, jako tzw. prenumerata ciągła.

W każdym następnym roku, dla utrzymania prenumeraty ciągłej, wystarczy dokonać jedynie wpłaty należności na wyżej podane konto Zakładu Kolportażu WCT NOT **bez nadsyłania osobnego zamówienia**.

O wszelkich zmianach (tytułów czasopism, liczby egzemplarzy) lub o rezygnacji z prenumeraty zakładu pracy proszone są o zawiadamianie Zakładu Kolportażu WCT NOT **nie później niż do 30 września**, aby zmiany te mogły być uwzględnione od początku następnego roku.

PRENUMERATA INDYWIDUALNA

Prenumeratory indywidualni mogą zamawiać czasopisma WCT NOT w dwojaki sposób:

- w dowolnym urzędzie pocztowym za pomocą blankietu PKO, podając na jego odwrocie: tytuły zamawianych czasopism, ilości egzemplarzy, okres prenumeraty (roczny, półroczny, kwartalny) oraz adres, pod który należy wysłać czasopisma. Zamówienia winny być dokonywane **nie później niż do każdego pierwszego dnia miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty**;
- u kolportera czasopism WCT NOT powołanego na terenie swojego zakładu pracy lub szkoły. Kolporterzy przyjmują zamówienia i wpłaty w terminach umożliwiających przesłanie ich do Zakładu Kolportażu WCT NOT **nie później niż na 2 miesiące przed rozpoczęciem okresu prenumeraty**.

Wszelkich dodatkowych informacji i wyjaśnień udziela i na życzenie wysyła katalogi oraz cenniki — Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT w Warszawie. W zakładzie można również nabywać egz. archiwalne.

TERMINOWE ZAMAWIANIE I OPŁACANIE PRENUMERATY GWARANCJĄ SYSTEMATYCZNOŚCI CZYTELNICZWA PRASY TECHNICZNEJ!

OLSZAŃSKI Z.

The aircraft and helicopters of the Polish medical aviation in the 1955—1980 period

In this article the story and development of the Polish medical aviation is presented shortly. The advantages and disadvantages of the aircraft and helicopters being exploited in the medical aviation in the 1955—1972 period are shown. The planned application of the new, better fitted to medical missions aircraft and helicopters that are already being set progressively into exploitation, is discussed. These are: twin-engine aircraft Morava L-200 and twin-engine helicopter Mi-2.

SZUMAŃSKI K.

An analysis of applying auxiliary wing for helicopter

In this article the fundamental principles of the flight mechanics of winged helicopters (compound helicopters) are presented, the physical phenomenon accompanying the interaction between main rotor and wing are discussed and the analysis of possibilities of improvement of helicopter flight behaviour due to auxiliary wing is made.

GARNCAREK R.

The analysis of aerodynamic characteristics of wing flaps for increase wing lift

Part 3

In the part 3 of this article the body effect on wing flaps characteristics is discussed. The illustrations that enable the determination of aircraft aerodynamic characteristics respecting the body effect are included. The conclusions resulting from the considerations carried out in this article are given.

WAŚKOWSKI W.

On modernizing the equipment of aviation workshops

In this article the development of modern machining and forming methods being used in the USA aviation workshops is presented. The quantitative and qualitative increase of modern machines and arrangements for machining and forming the new aviation materials is shown. The advantages that are provided due to the new manufacturing methods are emphasized and the examples of applications of these methods are given.

KORDZIŃSKI W.

The North American Rockwell space shuttle

After two years of the initial works has been begun in USA the development of the space shuttle. Its application will result in important extension of utility space programmes due to the reduction of space missions costs. Being developed by North American Rockwell space shuttle is equipped with gothic wing, liquid hydrogen/liquid oxygen main engines, by — pass engines for atmospheric flight, non recoverable external liquid hydrogen/liquid oxygen tank and two recoverable solid propellant boosters. The space shuttle development demonstrates the community of aeronautics and astronautics.

Co piszą inni...

Rozwój metrologii technicznej w Polsce w okresie ubiegłego 20-lecia

W artykule przedstawiono rozwój i osiągnięcia metrologii technicznej, która jest oddzielną dyscypliną naukową i obejmuje: podstawy teoretyczne metrologii, zasady budowy przyrządów pomiarowych, analizę dokładności pomiarów, analizę odchyłek wymiarów, kształtów i chropowatości powierzchni, podstawy zamienności części, analizę wymiarów tolerowanych, podstawy mechanizacji i automatyzacji pomiarów. Następnie omówiono niektóre prace rozwojowe o szczególnym znaczeniu dla przemysłu prowadzone przez różne ośrodki naukowe: Politechnikę Warszawską, Politechnikę Krakowską, Politechnikę Częstochowską, Politechnikę Gdańską, Instytut Maszyn Matematycznych PAN, b. Centralny Urząd Jakości i Miar oraz Instytut Obróbki Skrawaniem. W okresie 20-lecia rozwijano prace naukowe na następujące tematy: doskonalenie metod i przyrządów pomiarowych; teoria zamienności i analiza tolerancji; optymalizacja tolerancji w łańcuchach wymiarowych; pomiary interferencyjne; analiza topografii powierzchni elementów maszynowych i jej wpływ na właściwości eksploatacyjne elementów oraz na właściwości emisyjne promienników podczerwieni; zastosowanie metod cyfrowych w pomiarach wielkości mechanicznych i budowy przetworników analogowo-cyfrowych; analiza metod i układów do kontroli automatycznej.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1973 nr 4.

Obróbka elektrochemiczna z wymuszonym obiegiem elektrolitu

Elektrochemiczne wygładzanie powierzchni, usuwanie zadziorów i zaokrąglanie krawędzi części maszyn jest metodą wysokowydajną, gwarantującą dobrą jakość wykończenia (7—8 klasa chropowatości). Zaletami tej metody są: zmniejszenie kosztów wytwarzania nawet do 30 razy w stosunku do metod konwencjonalnych; możliwość obróbki powierzchni trudno dostępnych i niedostępnych dla narzędzi skrawających; możliwość obróbki części wykonanych z metali i stopów trudno skrawalnych.

W artykule omówiono zasady i możliwości obróbki elektrochemicznej, dobór parametrów, opis pierwszej obrabiarki krajowej oraz korzyści ekonomiczne.

„Przegląd Mechaniczny” 1973 nr 6.

Własności wytrzymałościowe niektórych spieków z proszków żelaza

W artykule w skrócie przedstawiono korzyści wynikające ze stosowania spieków na elementy maszyn oraz główne własności i wytyczne konstruowania. Przeprowadzone badania wykazały korzystne własności wytrzymałościowe spieków A3 i B1, stwarzające duże możliwości ich stosowania w konstrukcjach drobnych elementów maszyn i mechanizmów pracujących pod obciążeniami. Elementy spiekane stosowane są w wielu gałęziach przemysłu maszynowego, szczególnie w tych wyrobach, których produkcja jest wielkoseryjna lub masowa. Korzystnymi zaletami spieków są: duża efektywność wytwarzania wynikająca z tanich surowców, bezodpadowa produkcja, pełna atomatyzacja procesów technologicznych; możliwość wytwarzania gotowych elementów maszyn i mechanizmów w dużej dokładności wymiarowej i chropowatości powierzchni odpowiadającej chropowatości powierzchni szlifowanych; znaczna wytrzymałość statyczna i zmęczeniowa; odporność na ścieranie; możliwość uzyskiwania materiałów porowatych stosowanych w nowoczesnych rozwiązaniach konstrukcyjnych, np. na łożyska samosmarujące i filtry.

„Przegląd Mechaniczny” 1973 nr 6.

NOWE RODZAJE SPAWANIA

Firma Pratt and Whitney opracowała nowy rodzaj spawania, który znalazł już zastosowanie przy montażu łopatek kierowniczych turbiny niskiego ciśnienia silników JT9D (napędzających samoloty Boeing 747 i McDonnell Douglas DC-10-40). Spawanie to, zwane Transient Liquid Phase, jest wykonywane przy użyciu specjalnego materiału spawalniczego, który po skrzepnięciu tworzy szew spawalniczy o własnościach odpowiadających własnościom szwu powstającego przy spawaniu dyfuzyjnym. Proces spawania odbywa się w konwencjonalnym piecu próżniowym lub argonowym w temperaturze od 1090 do 1200 °C. Nowy sposób spawania został już zastosowany z dobrym wynikiem do stopów żarowytrzymałych w różnych ze-

stawieniach. Duża elastyczność metody pozwala na zmianę parametrów spawania, co umożliwi spełnienie wymagań stawianych poszczególnym połączeniom. W szczególności pozwala ona na spawanie części turbin bez niszczenia warstw chroniących przed utlenieniem.

Firma Hamilton Standard opracowała, na razie na użytek przemysłu samochodowego, spawalnicze urządzenia laserowe pracujące na CO₂. Nowa metoda umożliwia spawanie elementów o stosunku głębokości do szerokości wynoszącym 10:1 oraz daje mniejsze przetopy i przemiany strukturalne wskutek doprowadzanego ciepła niż metody konwencjonalne. Szybkość spawania blach wynosi 5–10 m/min.

W. K.

Dokończenie ze str. 24

MODERNIZACJA WYPOSAŻENIA...

czą wiązek elektronów lub promieni laserowych. Według przewidywań przedstawicieli wielkich przedsiębiorstw przemysłu lotniczego udział spawania za pomocą wymienionych „nietradycyjnych metod” w stosunku do całości prac spawalniczych w tej branży wzrośnie do 28% w 1975 r., podczas gdy udział ten w 1964 r. wynosił zaledwie 1%. Natomiast udział łączenia dyfuzyjnego będzie w tym czasie wynosił 10%.

W związku z coraz szerszym stosowaniem obróbki cieplnej elementów przedsiębiorstwa lotnicze prowadzą badania nad czynnikami chłodzącymi, zwłaszcza zaś nad materiałami kriogenicznymi. Ich stosowanie skraca czas chłodzenia elementów po obróbce i często pozwala na uzyskiwanie materiałów o lepszych cha-

rakterystykach niż te, które można uzyskać stosując konwencjonalne metody chłodzenia. Dodatkową zaletą stosowania materiałów kriogenicznych jest zmniejszanie wskaźników odsztańceń po nagrzewaniu i spadek podatności na działanie korozji.

Grumman już od 1968 r. stosuje materiały kriogeniczne do ochładzania po obróbce cieplnej, podobne prace kontynuują również General Electric, Pratt and Whitney i Hamilton Standard.

Firma Grumman oświadczyła, że wykorzystanie kriogenicznych materiałów ochładzających po obróbce aluminiowych stopów 6061-T4 i 6061-T6 przyniosło jej oszczędność 200 000 dolarów w skali rocznej, dzięki skróceniu czasu obróbki o połowę.

Opracował mgr W. Waśkowski

Z działalności Sekcji Lotniczych

rażającym własne życie, aby ratować cudze — czytaliśmy w prasie niejednokrotnie. Jednak trzeba również scharakteryzować tę lotniczą placówkę od strony życia techniczno-społecznego.

Od blisko 3 lat pracuje w Centralnym Zespole Koła Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK. Koło, któremu przewodniczy inż. A. Miściuk, liczy 15 członków, wśród nich 3 inżynierów, 7 techników i 5 mechaników lotniczych. W ramach działalności Koła, kol. Olszański, kierownik Zespołu opracował i wygłosił w ub. roku referat pt. *Bezpieczeństwo lotów sanitarnych*. Referat ten został przekazany Radzie Techniczno-Ekonomicznej przy Ministrze Komunikacji.

Obecnie działacze Koła troszczą się o przyszłą bazę lotniskową dla lotnictwa sanitarnego. Sprawa ta jest uzależniona od prac Komisji Międzyresortowej. Mówi się, że Komisja przygotowuje projekt decyzji Rządu o lokalizacji lotniska w Markach, 15 km od Warszawy.

Oddział Warszawski Sekcji Lotniczej SIMP zorganizował zebranie odczytowe, na którym — dr Zygmunt Kołodziejak z Wojskowej Akademii Politycznej wygłosił referat na temat przemysłu lotniczego NRF. Zebranie odbyło się 2 marca br. w Domu Technika w Warszawie.

Prelegent rozpoczął od przedstawienia obrazu Rzeszy rozgromio-

nej, której nie wolno było mieć nawet lotnictwa sportowego i w której fabryka Messerschmitta produkowała maszyny do szycia. Lecz z upływem lat zadziałyły stimulatory militaryzacji: w 1952 r. reaktywowano Związek Przemysłowców, w 1955 przystąpiono do organizacji Bundeswehry. Wówczas można już było mówić o odradzeniu się przemysłu lotniczego.

I etap: 1956/59 — naprawy i przebudowa sprzętu z USA i Kanady.

II etap: 1960/64 — podjęcie produkcji licencyjnej, głównie samolotów myśliwsko-bombowych, przy współpracy innych państw (Fouga Magister, Piaggio, Fiat, Lockheed); produkcja lub studia własnych typów (Do 27, śmigłowiec). 85% sprzętu kupuje wojsko, rozwija się eksport.

Od 1963 r. datuje się łączenie przedsiębiorstw; w latach 1964—1966 panuje kryzys, zaś po nim następuje okres rozwoju przemysłu. W ciągu ostatnich 10 lat zatrudnienie w produkcji płatowców wzrasta z 26 do 36 tysięcy pracowników. Ambicją przemysłu lotniczego NRF na lata siedemdziesiąte jest wyprodukować własny samolot z niemieckim silnikiem.

Prelegent zademonstrował tablice obrazujące wieloletnie programy produkcyjne sprzętu lotniczego. Przykładowo można przytoczyć:

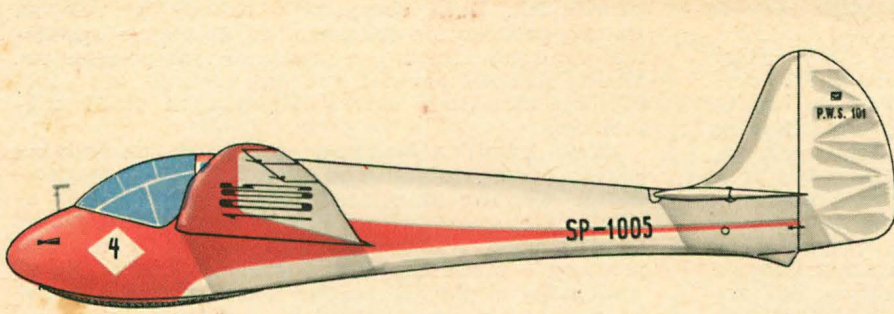
Aerobus A 300 B: lata produkcji 1973—1982

Panavia 200: lata produkcji 1974—1980

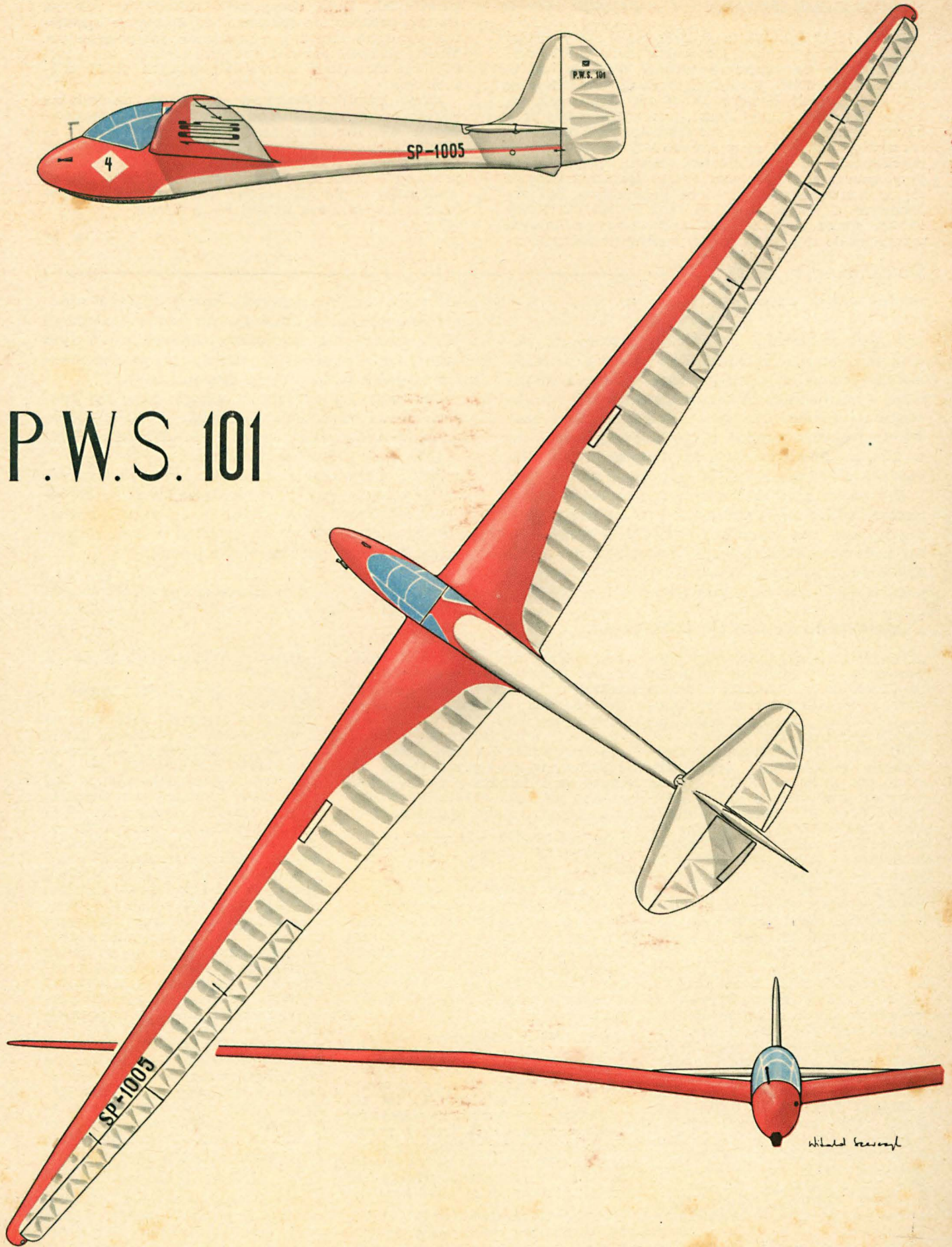
Lotniczy przemysł NRF angażuje się również w produkcję rakiet i sprzętu kosmicznego. Na rozwój programów kosmicznych — do 1980 r. — przeznaczona się po 900 mln marek rocznie. Warto wspomnieć o wielkich konsorcjach międzynarodowych powołanych do opracowania samolotu pasażerskiego na krótkie dystanse. W skład jednego z nich wchodzi spółka: Messerschmitt-Bölkow — Blohm, w skład drugiego — VFW-Fokker.

Na życzenie słuchaczy prelegent poinformował, że instytuty naukowo-techniczne istnieją w gestii Ministerstwa Obrony, a mianowicie 65 — przemysłowych, zaś 120 — typu uniwersyteckiego; instytuty zatrudniają 3,5—4 tys. pracowników naukowych.

Oddział Warszawski SIMP i Sekcja Lotnicza systematycznie organizują zebrania odczytowe w Domu Technika przy ul. Czackiego 3/5. Zawiadomienia o nich otrzymuje każdy członek naszej Sekcji. Niestety, trzeba stwierdzić, że frekwencja na tych zebraniach jest bardzo niewielka. Stąd rodzi się prośba, aby simpowcy nie tylko brali stale udział w spotkaniach odczytowych Sekcji Lotniczej, lecz zawiadamiali o referatach i zachęcali do ich wysłuchania towarzyszy pracy i znajomych.



P.W.S. 101



Richard Bevan