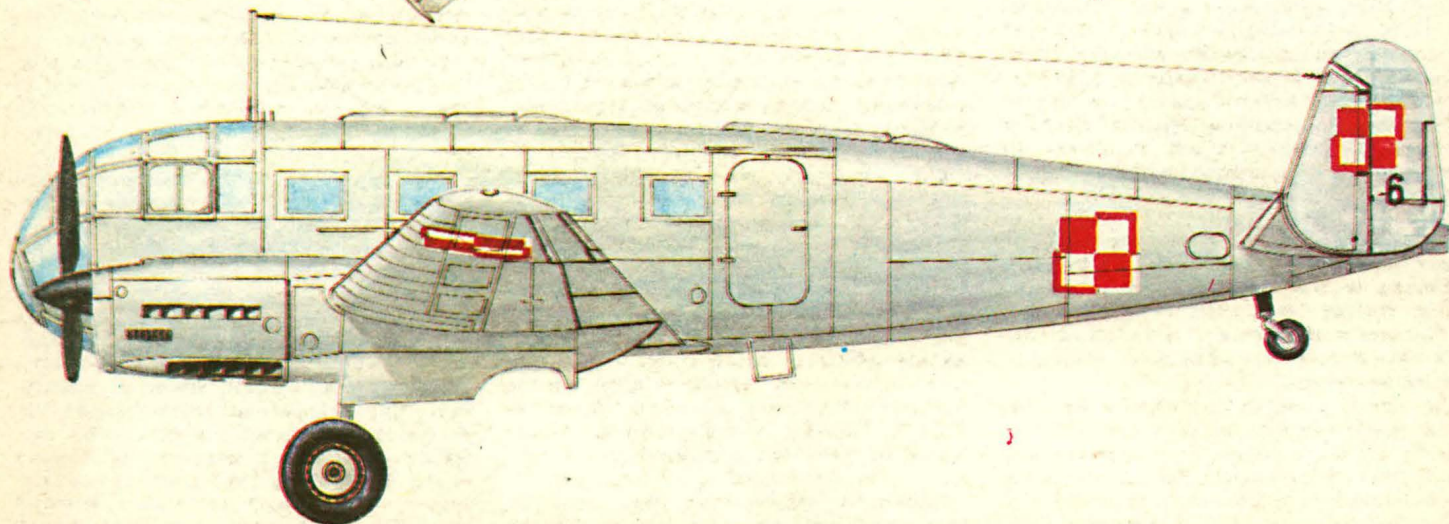
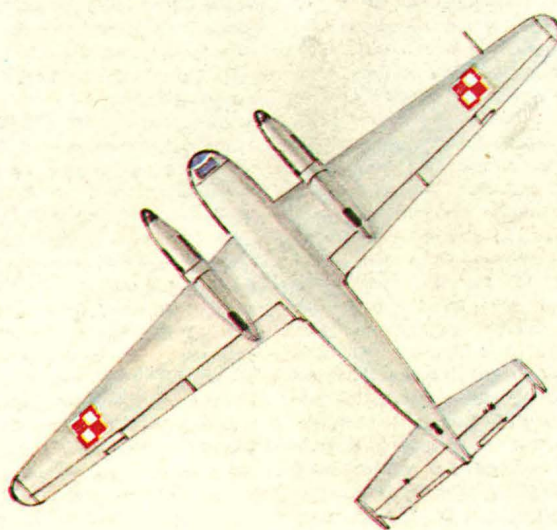
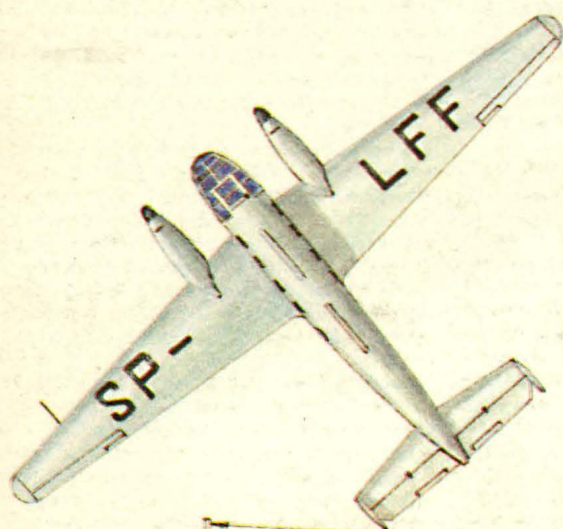
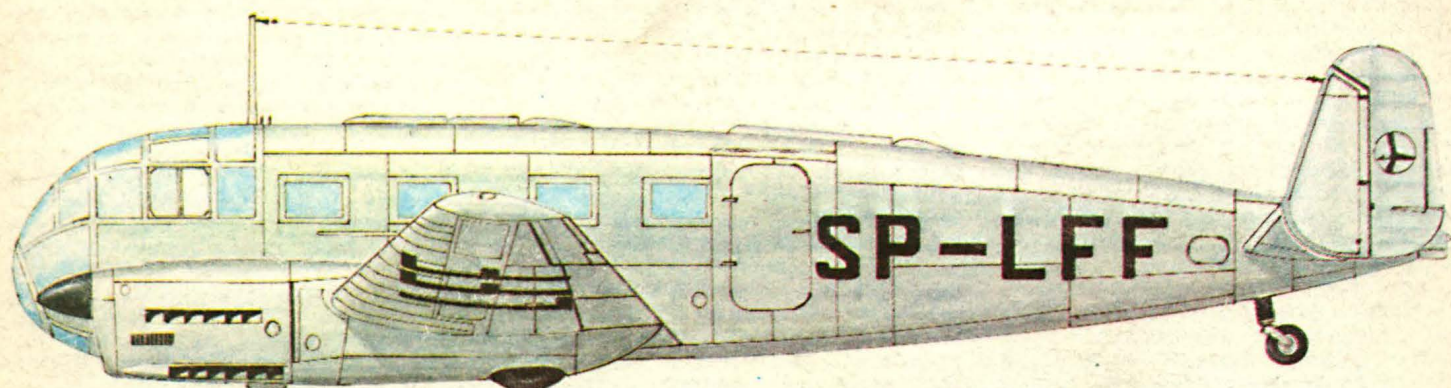


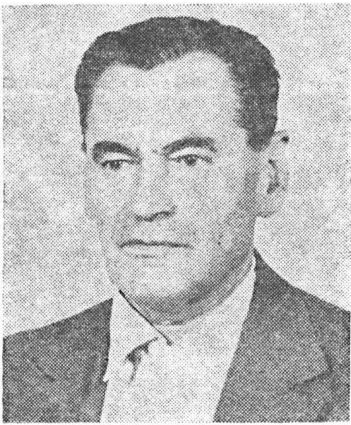
TECHNIKA

9'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Wiktor Narkiewicz (1905 ÷ 1985)

31 stycznia 1985 r. w wieku 80 lat zmarł inż. Wiktor Narkiewicz. Skromny pogrzeb na Wólce Węglowej w Warszawie. Skromne, serdeczne przemówienie szkolnego kolegi i jeszcze skromniejsze współpracownika i przyjaciela z Politechniki Warszawskiej. Znamię czasu i miejsca, w którym żyjemy. Kontrast z niezwykłością tego konstruktora i wynalazcy. Co właściwie jest miarą wielkości człowieka? Albo prościej — co jest miarą jego człowieczeństwa? Miłość...? Rozumna miłość ojczyzny i ludzi, z którymi się współdziała! Ukochał ludzi i przyrodę polską. Skąd o tym wiemy? Był surowy, wymagający, bezkompromisowy, zdawałoby się — oschły. A jednak! Na przełomie 1945 i 1946 r. wrócił z Anglii pierwszym transportem. W latach 1946÷1986 skonstruował osiem silników lotniczych; średnio jeden projekt na dwa i pół roku. Nie oszczędzał się. Gdy trzeba było, pracował w święta, niedziele, do późna w nocy. Był tytanem wytrwałości i odporności na niepowodzenia. Był praktykiem w każdym calu, potrafiącym zrobić wszystko własnymi rękoma. A to co zrobił stawia Go na czele najlepszych polskich konstruktorów lotniczych silników tłokowych. Po II wojnie światowej nikt Mu nie dorównał. W okresie międzywojennym tylko osiągnięcia S. Nowułńskiego byłyby porównywalne, gdyby nie jego przedwczesna śmierć. Jak doszedł do tych wyników? Częściowe wyjaśnienie można znaleźć w opisie Jego życia zawodowego.

Urodził się 17 stycznia 1905 r. w Łomży. Po ukończeniu w 1925 r. gimnazjum polskiego w Kownie wstąpił na politechnikę w Gandawie, w Belgii, gdzie uzyskał dyplom inżyniera mechanika. W 1929 r. rozpoczął pracę w warszawskiej wytwórni lotniczej Avia, gdzie początkowo kierował warsztatowymi naprawami silników lotniczych różnych typów. Następnie, jako kierownik biura konstrukcyjnego, zajął się dostosowaniem kilku projektów silników inż. W. Zalewskiego i inż. F. Petera do warunków produkcyjnych zakładu, doprowadzając do budowy prototypów.

W latach 1931÷1932 ukończył Szkołę Podchorążych Lotnictwa w Dęblinie ze stopniem podchorążego plutonowego. Po manewrach w 1934 i 1936 r. uzyskał stopień ppor. rezerwy, obserwatora.

Pierwsze samodzielne i udane konstrukcje W. Narkiewicza dotyczyły amortyzatorów lotniczych.

W 1936 r. został wydelegowany do Stanów Zjednoczonych w celu przyjęcia licencji na konstrukcję i produkcję rozrusznika bezwładnościowego Eclipse do silników lotniczych; kilkumiesięczny pobyt wykorzystał na wszechstronne poznanie działań produkcyjnych, brał udział w próbach odbiorczych, zaznajomił się z metodami prowadzenia badań.

W 1939 r. został zmobilizowany do przemysłu wojennego, a potem ewakuowany z zakładem pracy przez Kutę do Rumunii, skąd przedostał się do Francji, i w 1940 r. do Anglii. Najpierw, jako oficer taktyczny służył w 315 dywizjonie RAF-u do 1941 r. Później jako oficer techniczny, pracował w instytucie lotniczym RAE w Farnborough. Opracował system paliwowy do turbinowego silnika odrzutowego przeznaczonego do lotów na dużych wysokościach. Silnik odrzutowy był wtedy nowością o mało znanych właściwościach. Ponadto brał udział w rekonstrukcji niemieckich rakiet V-1 i V-2. Podeszał urlopów „bawił” na okrętach wojennych. Służbę ukończył w 1945 r. z angielskim stopniem majora lotnictwa (Squadron Leader), odpowiadającym polskiemu kapitanowi.

Po powrocie do kraju poświęcił się pracy — głównie w dziedzinie lotniczej jako konstruktor prowadzący prace konstrukcyjne, obliczeniowe i badawcze w WSK Okęcie i Instytucie Lotnictwa.

Współpracował z kilkoma instytucjami, w tym z Politechniką Warszawską.

W 1949 r. odmówił przyjęcia tytułu profesora nadzwyczajnego i objęcia Katedry Silników Lotniczych PW uważając, że jego powołaniem jest praca konstruktorska. Tym niemniej w latach 1948÷1950 prowadził wykłady z silników lotniczych, pełnił obowiązki adiunkta polegające głównie na tworzeniu urzędzeń laboratoryjnych do celów dydaktycznych i badawczych przy Katedrze Silników Lotniczych od 1950 r. do 1952 r., a w latach 1952÷1956 prowadził prace dyplomowe.

Stojąc na czele sześciuosobowej grupy skonstruował i przekazał do seryjnej produkcji silnik lotniczy WN-3 do samolotu TS-8 Bies, który osiągnął cztery światowe rekordy w swojej klasie: wysokości i długotrwałości lotu oraz długości i prędkości przelotu. Za te osiągnięcia został w 1956 r. odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi.

Biuro konstrukcyjne W. Narkiewicza, złożone z siedmiu osób, zostało zlikwidowane w 1966 r., ponieważ lotnictwo lekkie zostało uznane przez niekompetentnych decydentów za dziedzinę nieprzyszłościową, a nie było dostatecznie mocnych mechanizmów społecznych zapobiegających fatalnym skutkom tej decyzji (fatalnym, bo nie wystarczyło dobre chęci, aby Polska była nowoczesna). Wówczas zajął się w Instytucie Lotnictwa sprawami jakości — głównie silników wysokoprężnych. Niezależnie od tego był konstruktorem i wynalazcą w dziedzinach poza lotniczych.

Jednym z ważniejszych Jego osiągnięć była obrotnica stanowiąca istotny element linii produkcyjnej płyt pilśniowych. Porządek w rozwiązywaniu zagadnienia był następujący: zebrał siedem wariantów pro-

jektu (z których większość sam opracował), różniących się zasadniczo, przeprowadził ich krytyczną analizę i opracował wariant ósmy. Później sporządził projekt szczegółowy i czuwał nad jego realizacją, aż do ukończenia badań i przekazania użytkownikowi.

Po przejściu na emeryturę w 1970 r. został konsultantem naukowym w Instytucie Lotnictwa. W 1971 r. został odznaczony Krzyżem Oficerskim Orderu Odrodzenia Polski.

Prawie do końca pozostał wierny swojemu podstawowemu powołaniu.

W pracy konstruktorskiej inż. W. Narkiewicz postawił sobie następujące cele:

— największa technologiczność silnika, a więc jego łatwość i taniota wykonania w istniejących warunkach produkcyjnych,

— zalety eksploatacyjne, wyrażające się przede wszystkim długim okresem między naprawami głównymi,

— zdatność konstrukcji do dalszego rozwoju z góry przewidzianego w zakresie mocy i wysokości nominalnej.

Aby te cele osiągnąć, musiał konstruktor przede wszystkim wykorzystać najnowsze zdobycze nauki oraz slegnąć do rzeczy zupełnie nowych. Nowością jest np. oryginalny układ tylnej komory skrzyni korbowej i oryginalna metoda osadzania kół zębatych. Na uwagę zasługuje także nowy fragment systemu smarowania z pomysłowym chwytakiem pierścieniowym oleju spływającego z korbowodu. Ostatecznie powstał silnik WN-3 o dobrych osiągnięciach, a równocześnie prosty i tani.

Elementy nowości w konstrukcjach silników (i innych tu nie opisanych) powstały w wyniku inżynierskiej intuicji. Dla stwierdzenia ich poprawności autor stosował metody naukowe, które u Niego polegały na najprostszym — zwykle doświadczalnym — uzasadnieniu i trosce o każdy, nawet najdrobniejszy szczegół konstrukcji.

Przykładowo — sprawa połączenia zaciłkowego w wale korbowym. Zadane ze znanych wcześniej źródła krajowych ani zagranicznych nie zawierało wzmianki o efekcie sprężystego odkształcenia się w pracy wydrążonego czopa korbowego ujętego w zacisk ramienia. W. Narkiewicz zbadał jakościowo to zjawisko i podał prosty sposób uniknięcia pewnego typu uszkodzenia.

Inną sprawą jest kwestia odkształceń tulei cylindrowej. Analiza ilościowa zrobiona przez W. Narkiewicza pozwala w prosty sposób ustalić taki zacisk i tolerancję, żeby spełnić cztery postulaty: geometrycznej poprawności kształtu tulei w warunkach pracy, pewności połączenia, taniota wykonania i łatwości montażu.

Trzecim przykładem jest umiejętna analiza wytrzymałości, sztywności, masy i kosztu elektronowej skrzyni korbowej dla uzyskania zespołu optymalnych właściwości.

Wymienione przykłady rozwiązań zastosowanych w WN-3 zdecydowały o tym, że inż. W. Narkiewiczowi przyznano w 1957 r. tytuł naukowy docenta.

Od początku pracy aż do emerytury był kierownikiem. Mimo surowych wymagań potrafił porwać za sobą młodych. Umiejętnie organizował pracę. Miał zdolność przewidywania wyników prób na początku konstruowania. Świecił własnym przykładem. Gdy usłyszał od technologa, że nie da się napełnić zaworu sodem, wziął materiały do domu i nazajutrz zalutowany zawór przeszedł próbę. Miał pewną słabość — nie mógł sobie (nie innemu) wybaczyć przez długi czas, gdy komuś zdarzyło się zrobić coś lepiej niż jemu. Zanim dał projekt do szczegółowego roz-
cd. na III s. okł.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL WRZESIEŃ 1985

TECHNIKA

9'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

LOT rozwija skrzydła

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Po znacznym spadku przewozów na początku lat osiemdziesiątych, LOT może się pochwalić nie tylko „wyjściem z dołka”, lecz nawet odzyskaniem dawnego poziomu przewozów. W najlepszym w historii LOT-u roku 1979 liczba przewiezionych pasażerów wyniosła 1 993 061, natomiast w 1984 r. LOT przewiózł 1 852 565 pasażerów. W 1985 r. LOT przekroczył rekordowy wynik z 1979 r., przewożąc po raz pierwszy ponad 2 mln pasażerów. Plany przewidują przewiezienie 2 050 000 osób.

Warto też zwrócić uwagę na obecne tempo rozwoju przewozów. W 1980 r. planowano wzrost przewozów o 60 tys. pasażerów w porównaniu z rokiem poprzednim, natomiast w 1985 r. przewozy mają być wyższe o 200 tys. w porównaniu z 1984 r. Stwarza to nadzieję na dalszy szybki rozwój przewozów.

W br. długość linii LOT-u wynosi 79 424 km, w tym 74 949 km połączeń zagranicznych i 4 475 km krajowych. Linie LOT-u docierają do 37 zagranicznych portów lotniczych w 32 krajach oraz do 10 krajowych portów lotniczych. W RFN nasze samoloty docierają do Frankfurtu, Hamburga i Kolonii, we Francji do Paryża i Lyonu, we Włoszech do Rzymu i Mediolanu, w Szwajcarii do Genewy i Zurichu. Została wznowiona komunikacja do USA. Z ostatnio uruchomionych połączeń Warszawa—Gdańsk—Hamburg i Warszawa—Kraków—Wiedeń, linia do Hamburga cieszy się szczególnie dużym powodzeniem. Istnieje zapotrzebowanie na połączenie z Oslo. Przewidywane jest otwarcie linii do Indii oraz czynione są starania o uzyskanie połączenia z Brazylią. Do obsługi turystycznej klientów zagranicznych LOT utworzył ostatnio własne biuro podróży Air Tours.

Dalszy rozwój przewozów zagranicznych LOT-u jest uzależniony przede wszystkim od możliwości Centralnego Portu Lotniczego Warszawa—Okęcie. Międzynarodowy Dworzec Lotniczy obsługuje znacznie więcej pasażerów niż wynosi jego przepustowość. Planowane szybkie dobudowanie nowej hali przylotowej będzie rozwiązaniem rozładującym na krótko obecny tłok, lecz nie daje szans rozwoju. Niezbędne jest jak najszybsze przystąpienie do budowy (już spóźnionej o ponad 5 lat) nowego Międzynarodowego Dworca Lotniczego Okęcie II po drugiej stronie lotniska.

A jak wygląda sytuacja z taborem latającym LOT-u? W br. LOT ma 7 samolotów dalekiego zasięgu Il-62M, 7 samolotów średniego zasięgu Tu-134A, 9 już wychodzących z użycia samolotów turbośmigłowych średniego zasię-

gu Il-18 (w tym dwa towarowe) oraz 16 samolotów turbosmigłowych krótkiego zasięgu An-24. Ponadto w br. LOT wydzierżawił od Taromu jeden Il-62M, a od Aeroflotu dwa Il-62 i dwa samoloty średniego zasięgu Tu-154B. Stało się to konieczne, gdyż przewozy LOT-u wzrastają. Szczególnie cenne dla LOT-u jest wypożyczenie samolotów Tu-154, gdyż LOT złożył wstępne zamówienie (tzw. opcje) na 20 samolotów Tu-154M. Użytkowanie w br. dwóch wydzierżawionych Tu-154B ułatwi zapoznanie się z obsługą tego typu samolotu oraz przyspieszy szkolenie załóg. W niedalekiej przyszłości LOT wycofa z użycia samoloty Il-18, gdyż mają już za sobą ponad 20 lat służby, zaś po otrzymaniu samolotów Tu-154M odsprzeda posiadane Tu-134A. Wówczas na liniach zagranicznych LOT będzie stosował tylko dwa typy: dalekodystansowe Il-62M i średniodystansowe Tu-154M.

Natomiast perspektywy krajowej komunikacji lotniczej są niepomyślne. Lotniska krajowe są w złym stanie i wymagają częstych remontów, co powoduje okresowe zawieszanie połączeń. Dotychczas brak jest następcy samolotu An-24, a egzemplarze posiadane przez LOT będą musiały wyjść z użycia pod koniec najbliższego pięciolecia. Ponieważ krajowa komunikacja lotnicza nie jest dochodowa, uzyskanie decyzji o zakupie samolotów na linie krajowe jest trudne.

Ponadto LOT ma dość ograniczone przydziały paliwa lotniczego i musi sporą część nabywać za granicą. Oczywiście jest, że łatwiej jest uzyskać dewizy na rozwój komunikacji zagranicznej przynoszącej zysk również w dewizach niż na komunikację krajową. Do tego dochodzi konkurencja przewozowa w postaci coraz szybszych połączeń kolejowych. Np. połączenie kolejowe Warszawy z Katowicami czy Krakowem przez Centralną Magistralę Kolejową pod względem czasu podróży może już współzawodniczyć z samolotem. Samolot ma przewagę szczególnie tam, gdzie czas podróży pociągiem jest szczególnie długi, jak np. z Warszawy do Rzeszowa, Wrocławia czy Szczecina, czy z Krakowa do Gdańska i Szczecina albo z Wrocławia do Gdańska.

Dalszy rozwój polskiej komunikacji lotniczej zarówno na liniach zagranicznych, jak i krajowych będzie zależał w głównej mierze od tego, kiedy i jakie środki zostaną przeznaczone na rozbudowę portów lotniczych i zakupy samolotów.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA



AUSTRIA

● Władze kierują uwagę na szwedzki myśliwiec Saab J-35 Draken. Przewiduje się zakup 24 samolotów dla odnowienia sprzętu sił powietrznych. J-35 Draken wyeliminował z tej konkurencji francuskiego Mirage III, brytyjskiego English Electric P-1B i amerykańskiego Northropa F-5 Tiger II. (A. et C. 1043)



BELGIA

● W 1984 r. Sabena przewiozła 2,03 mln pasażerów (o 3,8% więcej niż w 1983 r.). Współczynnik wypełnienia miejsc wzrósł z 64,5% do 67%. (Av. Mag. 893)



BRAZYLIA

● Turbośmigłowy samolot treningowy EMB-312 Tucano będzie produkowany na licencji w Wielkiej Brytanii, w zakładach Shorts. W marcu br. został wybrany przez brytyjskie Ministerstwo Obrony jako samolot dla RAF. Z konkurencji odpadły: Pilatus PC-9 (Szwajcaria), A-20 Wamira II (Australia), NDN-1 Firecracker (W. Brytania). (A. et C. 1042)



FINLANDIA

● W zakładach Valmet Oy będą produkowane elementy usterzenia do samolotu służbowego Avtek 400 (USA). Przewiduje się produkcję licencyjną całego samolotu. (A. et C. 1042)



FRANCJA

● Od 1978 r. również Francja zaangażowana jest w rozwój wielopłatowych śmigłowców wylotowych (propfan), jednak — jak oświadczył przedstawiciel Państwowego Biura Studiów i Badań Lotniczych (ONERA) — z pewnym opóźnieniem w stosunku do prac amerykańskich, bo praktycznych efektów będzie można oczekiwać w 1995 r. (w USA w 1991 r.). (Av. Mag. 893)

● Firma Ruggieri prowadzi prace nad chemiczną wytwornicą tlenu, na użytek lotnictwa (eliminacja ciężkich butli). Zamierza się rozwinąć takie urządzenia zarówno dla narodowego lotnictwa wojskowego, jak i dla cywilnego transportowego (zgodnie z normami międzynarodowymi). (A. et C. 1043)

● Eksperymentalnemu samolotowi bojowemu ACX, rozwijanemu przez Dassault-

-Breguet, nadano nazwę Rafale (poryw wiatru). Ten bojowy samolot lat dziewięćdziesiątych ma być zbudowany wg najnowszych technologii, opracowanych do jego budowy. (A. et C. 1044)

● Lotnictwo pokładowe dysponuje 60 myśliwcami bombardującymi Dassault-Breguet Super Etandard, 13 Dassault Etandard, 27 Vought F-8E (FN) Crusader, 23 rozpoznawczymi Breguet 1050 Alizé, 18 śmigłowcami ciężkimi SE.3210 Frelon i 38 średnimi WG-13 Lynx — na dwóch lotniskowcach: Foch i Clemenceau. (Av. Mag. 893)

● Pod znakiem zapytania postawiła realizację programu Microturbo Microjet katastrofa prototypu tego samolotu 13 marca br. Microjet jest dwumiejscowym odrzutowym mini-samolotem szkolno-treningowym. Prototyp, pilotowany przez 26-letniego Dominika Monguillota, spadł do kanału La Manche w pobliżu Saint Briec. Pilota ani większości części samolotu nie udało się odnaleźć. (Av. Mag. 893, A. et C. 1041)

● Wkrótce ma się ukazać pierwszy wideomagazyn poświęcony lotnictwu „Aero-Life”. Rocznie wydawanych będzie 5 kaset (1 h 10 min + 1 h 40 min) w dwóch wersjach: popularnej i profesjonalnej. Cena jednego numeru-kasy — 400 franków; prenumerata roczna (5 numerów-kaset) — 1920 franków. (A. et C. 1041)



GRECJA

● Boeing 727 towarzystwa Alia, lecący z Aten do Ammanu, szczęśliwie uniknął trafienia pociskiem ziemia-powietrze, którego ładunek nie eksplodował. (A. et C. 1044)



HISZPANIA

● 19 kwietnia br. odbyło się w Madrycie posiedzenie dyrektorów generalnych uzbrojenia (poprzedzone spotkaniem w Paryżu), mające na celu przygotowanie spotkania ministrów obrony pięciu państw zachodnioeuropejskich, w sprawie programu FACE — europejskiego samolotu bojowego przyszłości.



HOLANDIA

● Fokker wprowadza system szkolenia pilotów oparty na wykorzystaniu mikrokomputera z klawiaturą, monitorem i pamięcią na dyskach z odczytem laserowym. Wypełniona jest w ten sposób część cyklu przeszkolenia pilota na nowy typ samolotu, obejmującego 16 h lotu na symulatorze, 3 h lotu na mikrokomputerze i 50+÷100 h lotu na samolotach w służbie handlowej. Pierwsze wideokasety obejmują szkolenie na F-28, przygotowywane są dla F-50 i F-100. (A. et C. 1043)



INDIE

● Air India zamówiły dodatkowo 6 aerobusów A.310.300. (A. et C. 1044)

● Przeprowadzane są rozmowy na temat zakupu 11 samolotów bojowych pionowego startu i lądowania British Aerospace Sea Harrier. W 1979 r. kupiono 9 tych samolotów. Oprócz krajów produkujących — Wielkiej Brytanii i USA (Av-8B) — Harriery użytkują jedynie Indie i Hiszpania. (Av. Mag. 893)



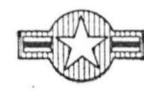
IRAN

● Pierwsze bombardowanie osiedli zamieszkałych przez ludność cywilną (w Teheranie) przez lotnictwo Iraku miało miejsce 24 marca br. Od tego czasu podobne akcje powtarzały się, przy irańskim odwiecie, za pomocą pocisków ziemia-ziemia. (A. et C. 1044)



JAPONIA

● Do bazy w Misawa przybyły pierwsze myśliwce bombardujące General Dynamics F-16 US Air Force. Ogółem w Misawa będą stacjonować 2 dywizjony USAF (53 F-16) w celu — jak to określono — „zrównoważenia sił” w tym rejonie. (A. et C. 1041)



USA

● W marcu br. Gulfstream Aerospace przerwał realizację programu jednosilnikowego odrzutowego samolotu służbowego Peregrine, motywując to wysokimi kosztami programu i małą liczbą zamówień (zebrano 27). (Av. Mag. 893)

● Liczba towarzystw komunikacji lokalnej wzrosła w 1984 r. do 203 (w 1983 r. — 186), a liczba użytkowanych przez nie samolotów — do 1747 (w 1983 r. — 1545). Przewieziono 26,1 mln pasażerów, tj. o 20% więcej niż w 1983 r. (21,8 mln). Zmniejszył się natomiast przewóz ładunków — do 146 770 Mg (z 179 400 Mg w 1983 r.). Średnia długość przelotu jednego pasażera wzrosła z 230 do 250 km. (A. et C. 1041)



ZSRR

● Zakończył próby nowy śmigłowiec Ka-32, przeznaczony do badań lodów Północy oraz naprowadzania lodolamaczy atomowych, w czym zastąpi użytkowane dotychczas Mi-2. Jest on wyposażony w nowoczesną wykrywającą aparaturę elektroniczną, urządzenia noktowizyjne do lotów w nocy oraz w pływalki umożliwiające akcje ratunkowe. (A. et C. 1041)

● Według oświadczenia pierwszego wiceministra transportu cywilnego, Borysa Paniukowa, samolot Tu-154M zużywa o 25% paliwa mniej niż Tu-154B. Nie podano, w jakich warunkach. (A. et C. 1041)

Mgr inż. **ANDRZEJ GLASS**

Do II wojny światowej przemysł lotniczy miały kraje europejskie oraz Japonia, Kanada, USA i ZSRR. W czterdziestoleciu powojennym nowymi, dużymi producentami sprzętu lotniczego zostały Chiny, Brazylia i Indie. Przemysł lotniczy Indii szczególnie intensywnie rozwijał się w ciągu ostatnich 20 lat.

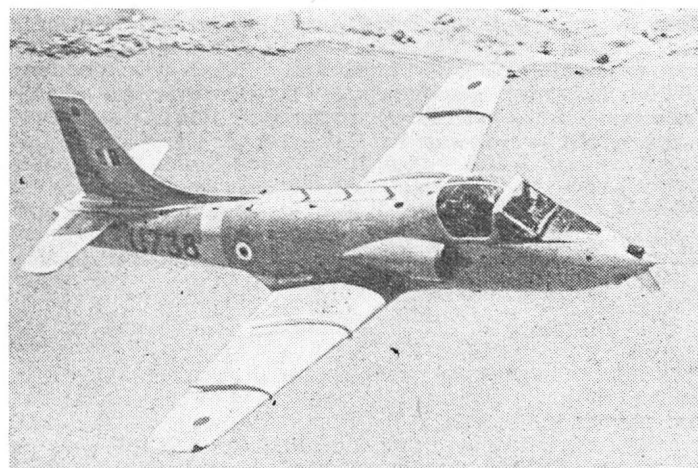
W 1940 r. powstała w Indiach pierwsza wytwórnia lotnicza Hindustan Aircraft Limited (HAL) w Bangalore. Jej twórca S. W. Hirachand głosił, że kraj, który chce się liczyć w uprzemysłowionym świecie musi mieć własny przemysł lotniczy. Podczas II wojny światowej wytwórnia zajmowała się remontami samolotów Douglas DC-3 dla lotnictwa amerykańskiego walczącego we wschodniej Azji. Po wojnie wytwórnia powróciła do produkcji samolotów. W latach 1949÷1953 z licencji zbudowano 63 samoloty szkolne Percival Prentice. Następnie wytwórnia podjęła



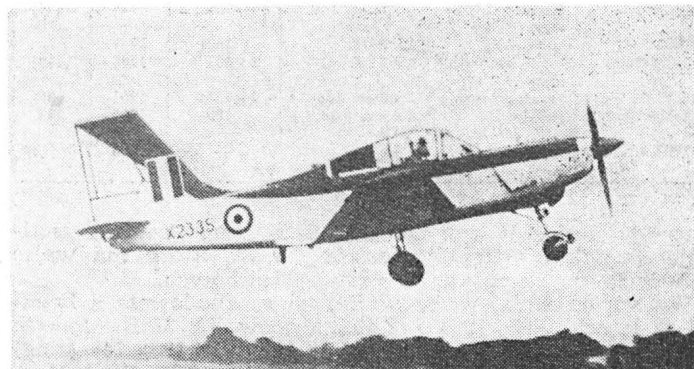
Rys. 1. Samolot treningowy HPT-32

licencyjną produkcję odrzutowego samolotu myśliwskiego Vampire Mk 52 i jego wersji treningowej TMk 55. Pierwsza własna konstrukcja, szkolno-treningowy HT-2 z 1951 r. był zbudowany w latach 1953÷1961 w serii 160 szt. Oblatany w 1959 r. obserwacyjny samolot HAOP-27 Krishak 2 był wyprodukowany w latach 1964÷1969 w serii 68 egz. W 1961 r. wytwórnia podjęła licencyjną produkcję samolotu Hawker Siddeley (Avro) HS 748, budując 89 samolotów do 1984 r. (samolot jest nadal w produkcji).

W 1961 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu nadźwiękowego HF-24 Marut. W latach 1961÷1977 zbudowano 147 samolotów Marut I i IT. Następnie w latach 1962÷1974 zbudowano z licencji 193 lekkie odrzutowe samoloty myśliwskie Hawker Siddeley Gnat. W 1964 r. wykonał pierwszy lot odrzutowy samolot szkolno-treningowy HJT-16 Kiran. 190 samolotów tego typu zbudowano w latach 1967÷1982.



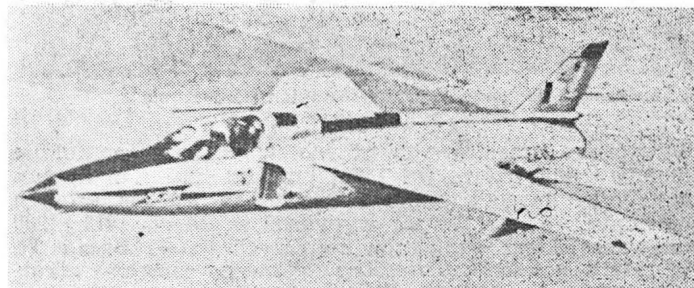
Rys. 2. Odrzutowy samolot treningowy HJT-16 Kiran II



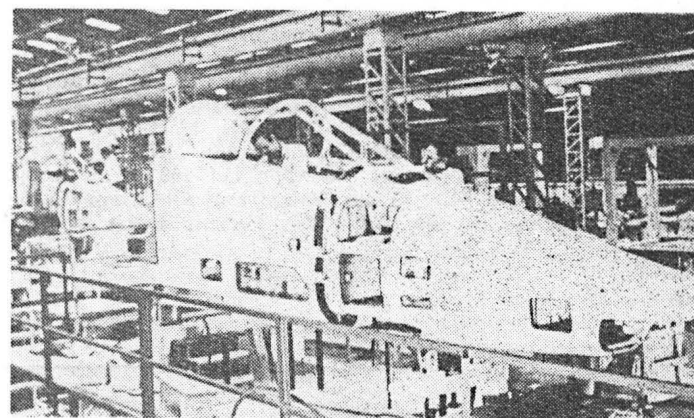
Rys. 3. Turbośmigłowy samolot treningowy HTT-34

W 1964 r. wytwórnia Hindustan Aircraft Ltd. została przekształcona w wielkie przedsiębiorstwo Hindustan Aeronautics Limited obejmujące wszystkie dziedziny produkcji lotniczej. Obecnie składa się ono z 11 przedsiębiorstw w 7 miejscowościach: Bangalore, Hyderabad, Kanpur, Korapat, Korwa, Lucknow i Nasik. Łącznie wszystkie zakłady zatrudniają ok. 40 tys. pracowników.

W Bangalore mieszczą się: wytwórnia samolotów wojskowych, wytwórnia śmigłowców, wytwórnia silników, zakład remontowy, odlewnia i kuźnia oraz centrum projektowo-rozwojowe. Tutaj w 1975 r. powstała ulepszona odmiana samolotu Gnat nazwana Ajeet. W latach 1976÷1984 zbudowano 80 samolotów tego typu, zaś 10 przerobiono z samolotów Gnat. W 1982 r. powstała wersja treningowa Ajeet Trainer, na 30 egz. której zostało zgłoszone zapotrzebowanie. W 1976 r. wykonał pierwszy lot prototyp ulepszonej wersji samolotu treningowego Kiran, nazwanej Kiran II. Produkcja tej wersji miała się rozpocząć w 1984 r. Zamówione zostało 100 egz. W 1982 r. w Bangalore został zbudowany pierwszy egzemplarz licencyjnego samolotu myśliwsko-szturmowego Jaguar, który ma być zbudowany



Rys. 4. Lekki samolot myśliwski Ajeet



Rys. 5. Produkcja samolotów myśliwsko-szturmowych Jaguar

TABLICA. Samoloty, śmigłowce i szybowce w produkcji

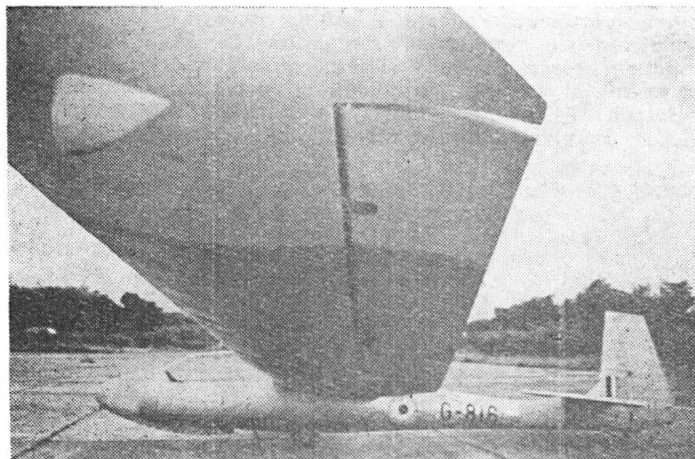
Nazwa	Przeznaczenie	Silniki	Moc (ciąg) kW (daN)	Rok rozpo- częcia produk- cji	Zbudo- wano (zamó- wiono), szt.
HPT-32	szkolno-trenin- gowy	1 × AE10-540	194	1984	(60)
HPT-34	treningowy	1 × A11-250-B17	313	1987	(90)
HJT-16	treningowy	1 × Orpheus 701	(1512)	1967	190
Kiran II				(1984)	(100)
Ajeet	lekki myśliwski	1 × Orpheus 701	(1512)	1976	80
Jaguar	myśliwsko- szturmowy	2 × Adour 811	2 × (2460)	1982	(76)
MiG-21bis	myśliwski	1 × R-25	(7360)	1981	...
Do-228-200	lekki transpor- towy	2 × TPE 331	2 × 533	1985	(150)
HS-748M	transportowy	2 × Dart 536	2 × 1550	1961	89
SA-316 Chetak	śmigłowiec	1 × Artouste IIIB	400	1965	257
ATS-1 Ardhra	szybowiec	—	—	1983	8, (42)

wany w liczbie 76 szt. Od 1984 r. w projektowaniu znajduje się lekki samolot szturmowy LCA, który ma wejść do użycia na początku lat dziewięćdziesiątych.

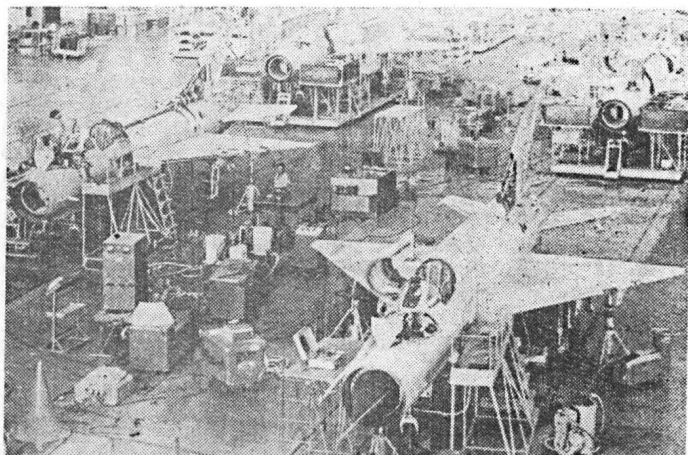
Wytwórnia śmigłowców w Bangalore zbudowała z licencji w latach 1965÷1983 257 śmigłowców SA 316B Alouette III pod nazwą **Chetak** oraz w latach 1972÷1981 140 śmigłowców SA 315B Lama pod nazwą **Cheetah**. W 1983 r. przystąpiono do projektowania śmigłowca szturmowego i morskiego **ALH**. Śmigłowiec ten ma być napędzany dwoma silnikami Turbomeca TM 333 po 783 kW, będzie zabierał 14 pasażerów. Będzie on uzbrojony w 4—8 przeciwpancernych pocisków raketowych i będzie rozwijał prędkość maks. 270 km/h. Prototyp śmigłowca ma być gotowy w 1985 r.



Rys. 7. Projekt śmigłowca HAL ALH



Rys. 8. Szybowiec dwumiejscowy ATS-1 Ardhra



Rys. 6. Produkcja samolotów myśliwskich MiG-21 bis

Wytwórnia samolotów cywilnych w Kanpur produkuje samoloty transportowe **HS 748M** oraz od 1985 r. z licencji samoloty lokalnego transportu Dornier **Do 228-200**, których zamówiono 150 egz. W tej wytwórni w latach 1972÷1980 zbudowano 39 egz. samolotów rolniczych **HA-31 Basant II**.

W 1977 r. powstał tu prototyp tłokowego samolotu szkolno-treningowego **HPT-32**. W br. wszedł on do produkcji, a zamówionych jest 60 egz. Jego wersja turbośmigłowa **HTT-32** wykonała pierwszy lot 17 czerwca 1984 r. Przewidziana jest budowa 90 egz. tej wersji. Tu produkowany jest również dwumiejscowy szybowiec **ATS-1 Ardhra**.

Wytwórnie w Nasik i Korapat tworzą dział produkcji samolotów myśliwskich MiG. Zatrudniają one 7300 pracowników. Od 1966 r. są tu produkowane różne wersje samolotu **MiG-21**, kolejno: **MiG-21F** (Typ 74), **MiG-21PF** (Typ 76), **MiG-21FL** (Typ 77), **MiG-21U** (Typ 66), **MiG-21M** (Typ 96) i **MiG-21MF** (zbudowano 160 szt.). Od 1981 r. w produkcji znajduje się **MiG-21 bis** napędzany silnikiem R-25. Produkcja wynosi ok. 30 samolotów rocznie i ma zakoń-

czyć się w 1986 r. Jego następcą ma być wprowadzany obecnie do produkcji **MiG-27M**.

Wytwórnia silników w Bangalore produkuje silniki odrzutowe Adour 811 (do Jaguara), Orpheus II (do Kiran II), turbośmigłowe Dart 536 (do HS 748) i turbowalowe Turbomeca do śmigłowców. Wytwórnia w Korapat produkuje silniki odrzutowe R-25 do samolotu MiG-21 bis. Przygotowywana jest produkcja silnika TPE-331 do samolotu Do-228.

Wytwórnia w Hyderabad produkuje awionikę, wytwórnia w Lucknow — osprzęt i wyposażenie na licencji firm Dowty, Dunlop, Ferranti, NGL, Smith, Badin, Jaeger, SFENA, SFIM i in., wytwórnia w Korwa — laserowy system nawigacyjno-celowniczy. Wiele elementów wyposażenia jest rodzimej konstrukcji. Ponadto HAL wykonuje produkcję na potrzeby badań kosmicznych.

Indyjski przemysł lotniczy zaspokaja główne potrzeby lotnictwa Indii, produkując nie tylko samoloty, lecz także silniki, osprzęt i wyposażenie.

Indyjski przemysł lotniczy stosuje nietypowy system oznaczania samolotów, który warto wyjaśnić. Pierwsza litera oznacza wytwórnię HAL, zaś dalsze — przeznaczenie samolotu (skrót określenia po angielsku). Stąd symbole oznaczają: HF — myśliwski, HT — treningowy, HPT — śmigłowy treningowy, HTT — turbośmigłowy treningowy, HJT — odrzutowy treningowy, HAOP — obserwacyjny, HA — rolniczy.

ZRÓDEŁA:

1. The Wings of India — HAL, Bangalore, 1984
2. J. TAYLOR: Jane's All the World's Aircraft 1984÷1985, London 1984

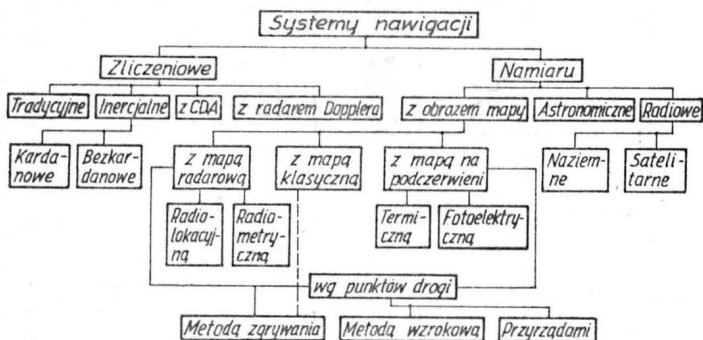
Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (I)

Mgr inż. JERZY GRAFFSTEIN
Instytut Lotnictwa

W celu zapewnienia bezpiecznego i skutecznego wykonania zadania przez samolot, niezbędne jest wypełnienie przez urządzenia pokładowe wielu coraz bardziej złożonych funkcji w dowolnych warunkach atmosferycznych, zarówno w dzień jak i w nocy. W związku z tym w lotnictwie wojskowym wprowadzono nowe pojęcie „organizacja zadania” (mission management) obejmujące pracę takich układów jak: nawigacji, pilotażowych, automatycznego sterowania i kontroli lotu, ataku, łączności i in. Podobne funkcje w lotnictwie cywilnym (z pominięciem pracy układu ataku) są określane jako „organizacja lotu” (flight management), przy czym większą uwagę skupia się tu na oszczędności paliwa i komfortie lotu.

Specyfika współpracy systemów nawigacji z urządzeniami pokładowymi samolotu wojskowego

Systemy nawigacji stosowane na współczesnych samolotach wojskowych stanowią układy ściśle współpracujące z systemami ataku. O integralności obu tych systemów (literatura ujmuje je często w jeden system o nazwie nav/attack) świadczy wykonywanie przez układy należące do jednego z systemów zadań przewidzianych dla drugiego systemu. Taką podwójną rolę spełniają urządzenia pomiarowe: dalmierz, celownik, radar mapy konturowej oraz układ nawigacji inercyjnej, a także urządzenia wskazujące: zintegrowany wskaźnik elektroniczny CRT, wskaźnik przezierny HUD i in. Dodatkowo w przypadku awarii niektórych urządzeń jednego systemu istnieje możliwość przejęcia przynajmniej niektórych zadań przez urządzenia drugiego systemu, np.: komputery, wskaźnik przezierny HUD i in.



Rys. 1. Podział systemów nawigacji

Rodzaje układów nawigacji

Rys. 1 przedstawia zarys ogólnego podziału systemu nawigacji nie uwzględniający mniej ważnych różnic konstrukcyjnych. Każdy współczesny samolot jest wyposażony w zintegrowany system nawigacji zarówno zliczeniowej, jak i namiaru. Poza tym systemy nawigacji można podzielić na pasywne, czyli takie, które nie wysyłają sygnałów oraz autonomiczne, czyli takie, które nie korzystają z zewnętrznych, sztucznie wytwarzanych i emitowanych sygnałów. Inne podziały można tworzyć, opierając się na rodzajach wizualizacji, urządzeniach wyliczających, poziomie wypracowanych bezpośrednio informacji, dokładności itd.

Przegląd systemów nawigacji

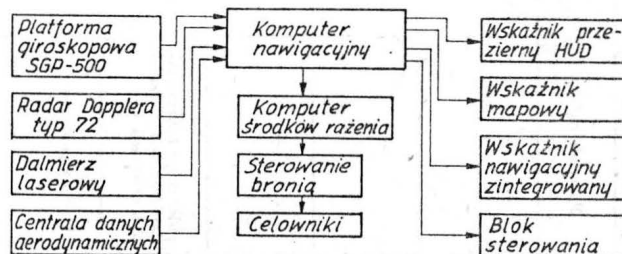
W artykule omówiono 11 wybranych systemów nawigacji praktycznie wykorzystanych w lotnictwie krajów zachodnich. W opisach poszczególnych systemów przedstawiono głównie budowę nowszych i niekonwencjonalnych urządzeń oraz ich współpracę i rolę, jaką odgrywają w pracy sy-

stemu nawigacyjnego. Tabl. 1 stanowi zestawienie zbiorczo-porównawcze tych systemów. Z tabl. 1 można wyodrębnić, w każdym z opisanych systemów, następujące zespoły:

- dostarczające informacji (czujniki, nadajniki),
- wskazujące (wskaźniki),
- wyliczające (komputery).

Wśród urządzeń wypracowujących zasadnicze dane nawigacyjne najczęściej spotykane są:

- układy nawigacji inercyjnej — dwoma lub trzema giroskopami mierzy położenie kątowe samolotu, a przyspieszoniemierzami wyznacza trzy składowe przyspieszenia,
- radar Dopplera — w którym różnica częstotliwości fali elektromagnetycznej wysyłanej i odbieranej (po odbiciu) stanowi podstawę do wyznaczenia trzech składowych rzeczywistej prędkości samolotu oraz kąta znoszenia,



Rys. 2. Schemat blokowy systemu nawigacji i ataku na pokładzie samolotu szkolno-treningowego Saab 105G

— centrala danych aerodynamicznych (CDA) — mierzy ciśnienie całkowite lub dynamiczne, statyczne oraz temperaturę i kąt natarcia; na ich podstawie wylicza: prędkość względem powietrza TAS, liczbę Ma i kąt natarcia,

— radiowe — na podstawie otrzymanych sygnałów z radiolatarni wyznaczany jest namiar w systemie VOR, odległość w systemie DME lub obie te wielkości w systemie TACAN, LORAN lub in.

Tabl. 2 przedstawia dokładność pomiaru ważniejszych parametrów nawigacyjnych dla wybranych systemów nawigacji. Z pobieżnej analizy takiego parametru jak określenie aktualnej pozycji wynika, że większość z przedstawionych parametrów mieści się w średniej klasie dokładności.

Tabl. 3 stanowi zestawienie liczby punktów drogi lub celów, jakie są wpisywane do pamięci komputera. Opierając się na tych danych, pilot może orientować się co do swojego prawdopodobnego położenia.

System nawigacji HUNTSMAN

System HUNTSMAN, opracowany wspólnie przez firmy Sperry i Decca, jest przeznaczony do wyposażenia lekkich szturmowców indyjskich BBC oraz jednomiejscowych samolotów Prince, Comet i Saab 105G. System Sperry-Decca (przedstawiony schematycznie na rys. 2) funkcjonuje głównie na podstawie układu nawigacji inercyjnej SGP-500. Układ SGP-500 składa się z: elementów mechanicznych (tabl. 1), przelicznika kursu i bloku zasilania. Do zadań przelicznika kursu należy m.in.: bezpośrednia współpraca z radarem Dopplera i indukcyjnym wskaźnikiem kursowym oraz sterowanie ustawianiem platformy, wyliczanie kursu itd. Z pulpitu sterowania dokonywane jest przełączanie rodzajów pracy platformy inercyjnej i wprowadzanie do niej poprawek dot. szerokości geograficznej oraz deklinacji magnetycznej. Platforma inercyjna jest ustawiana w ciągu 2 min, przy czym obserwowany jej dryf wynosi 0,1° w ciągu 1 h lotu, a maksymalny sumaryczny błąd 0,15°.

Zastosowany radar Dopplera typu 72 pracuje w systemie

Nazwa	Producent	Typ samolotu	Układ nawigacji inercyjnej	Radar Dopplera	CDA	Nawigacja radiowa	Pomiar odległości	Pozostałe układy	Wskazniki			Komputer	ILS	Auto-pilot	Urządzenia celownicze
									HUD	mapowy	inne				
HUNTSMAN	Sperry i Decca	Prince, Comet, Saab 105G	typ SGP-500 podw. zawieszenie Cardana 2×GS2SS+2×PJ	typ 72	+	—	dalm. laser UAI.19001	—	+	+	zintegrowany nawigacyjny	typ Tans 8÷16 tys. słów 8-bit.	—	—	celow. girostabil.
LINAS	Ferranti	—	typ FIN 1020 podw. zawieszenie Cardana 3×GP+2PJ	—	+	—	jw. typ 105D	—	—	—	—	+	—	—	jw. typ Isis
INAS	jw.	Harrier	typ FIN 1040 podw. zawieszenie Cardana 3×GP2SS+3×PJ	—	+	TACAN	dalm. laser	—	+	+	nawigacyjny	+	—	—	+
FIN 1010	jw.	Tornado	podw. zawieszenie Cardana 2×G2SS+3×PJ	typ 72	+	—	jw.	radar mapy kontur., radar śledz. za ter., rezerw. ukl. orientacji	+	+	TV, syst. horyzon., mapy kontur., śledz. terenu	32 tys. słów 16-bit.	—	+	+
FIN 1060 FIN 1040	jw.	Jaguar	jw.	+	+	TACAN ADF	jw. typ 105D	układ na podczerw.	+	+	nawigacyjny, obrazu na podczerwieni	typ Spirit 3 13÷32 tys. słów 16-bit.	+	—	celow. girostabil.
—	jw.	MRCA Panavia 200 F-104G F-104S	typ Dins zaw. Card. 3×G2SS+3×PJ	typ 72	+	jw.	dalm. laser.	radar mapy kontur., radar śledz. za ter., rezerw., ukl. orientacji	+	+	TV, nawigacyjny mapy konturowej	jw.	+	+	+
LW-33	Litton	F-4, F-5E, F-15, F-17, F-104, T-33, C-131, Mirage	typ P-1000 beakard. 2×GSP+3×PJ	—	+	jw.	+	radar śledzenia za terenem	+	—	—	typ LC-4516 32÷65 tys. słów 16-bit.	+	+	typ Isis
RGS-4	Saab Scania Bofors	—	typ ANF-IE beakard.	+	+	VOR DME ADF	dalm. laser.	—	+	+	—	typ ND-IE 16- i 32-bit.	—	—	cel z naprow. laser.
WDNS-141 WDNS 80/82	Israel Aircraft Industr.	RF35 Kfir C7 F-4S	+	+	+	TACAN LORAN	jw. + radarowy	ukł. na podczerwieni *	+	—	zintegr., elektr., obrazu na podczerwieni	typ EL/S8600/16-bit.	—	+	cel. girostabil.
ULISS 81	Luftgerätewerke Keizer Airspace Elektron Sagem	Alpha Jet	+	+	+	TACAN MIKRO TACAN VOR	dalm. laser. typ TMV 630	—	+	—	—	+	+	+	cel. girostabil.
KT-70	—	JAS 39 Viggen	+	typ 72	+	—	dalm. laser. i radar.	radar śledzenia za ter., radar mapy kont. (ukł. na podczerw.)	+	+	zintegr. elektr. mapy kontur. (obrazu na podczerwieni)	typ SDS80/32-bit.	—	—	+

Oznaczenia: PJ — przyspieszeniometer jednoosiowy, GS — giroskop swobodny, GP — giroskop pływakowy, GSP — giroskop sprężysty, SS — stopnie swobody, „+” — występowanie danego układu, „—” — brak urządzenia lub brak informacji

Janusa i wysłała trzy wiązki ciągłej niemodulowanej fali o częstotliwości wyjściowej 13,25÷13,40 GHz. Emitowana moc fali wynosi 100 mW. Tego typu radar umożliwia pomiar prędkości w płaszczyźnie horyzontalnej i pionowej oraz kąt znoszenia. Komputer pokładowy Tans o pojemności pamięci 8 tys. lub 16 tys. słów 8-bitowych przelicza współrzędne hiperboliczne na współrzędne prostokątne oraz wylicza takie wielkości jak prędkość wiatru, prędkość rzeczywistą samolotu, rzeczywisty kurs; steruje pracą odpowiednich wskaźników: typu HUD, mapowym i in. Do pamięci komputera pokładowego zarówno przed startem, jak i w czasie lotu można wprowadzić współrzędne 10 punktów drogi lub celów. Wpisany do komputera odpowiedni program umożliwia automatyczne sterowanie przejściem z jednego odcinka drogi na inny. Dodatkowo komputer Tans steruje automatycznym przejściem na współpracę z CDA w przypadku przerwy pracy radaru Dopplera. Wprowadza także korekcję mierzonej prędkości radarem Dopplera przy

nie korekcji parametrów nawigacyjnych podczas lotu samolotu.

Wśród innych urządzeń systemu LINAS na uwagę zasługuje dalmierz typ 105D, który pracuje opierając się na laserze zbudowanym z granatu irydowo-glinowego. Częstotliwość impulsów lasera wynosi 2÷10 GHz, a rozbieżność wiązki strumienia sygnału świetlnego ok. 0,3 μ rad. Pole widzenia dalmierza jest stabilizowane względem pochylenia i może się odchylić w obrębie stożka o kącie wierzchołkowym 20°. Dokładność pomiaru odległości wynosi 5 m w zakresie do 5 km mierzonej odległości. Czas bezawaryjnej pracy dalmierza wynosi 500 h, masa całkowita 9 kg. Celownik Isis ma giroskopową stabilizację i dlatego dokładnie wypracowuje wskazania celownicze. Średni błąd celowania urządzenia Isis nie przekracza 2,0 μ rad w płaszczyźnie horyzontalnej i 1,5 μ rad w płaszczyźnie pionowej. Nawigacyjny wskaźnik stanowi jedno z ważniejszych źródeł informacji. Jest on zaopatrzony w dwie strzałki,

TABLICA 2

System nawigacji	Błędy parametrów nawigacyjnych				
	położenie, km/h 1 lotu	prędkość, m/s	kurs, deg/h	pochylenie, deg	przechylenie, deg
HUNTSMAN	0,33	0,3÷2,4	0,25	0,35	0,35
LINAS	1,8÷3,6	—	—	—	—
FIN 1060/1064	1,8÷1,85	—	—	—	—
LW-33	—	0,9	0,11	0,1	0,1
RCS-4	1,2	1,0÷2,0	—	0,2	0,2
WDNS-141	1,8÷3,6	—	0,15	—	—
WDNS 80/82	1,1÷1,5	—	—	—	—

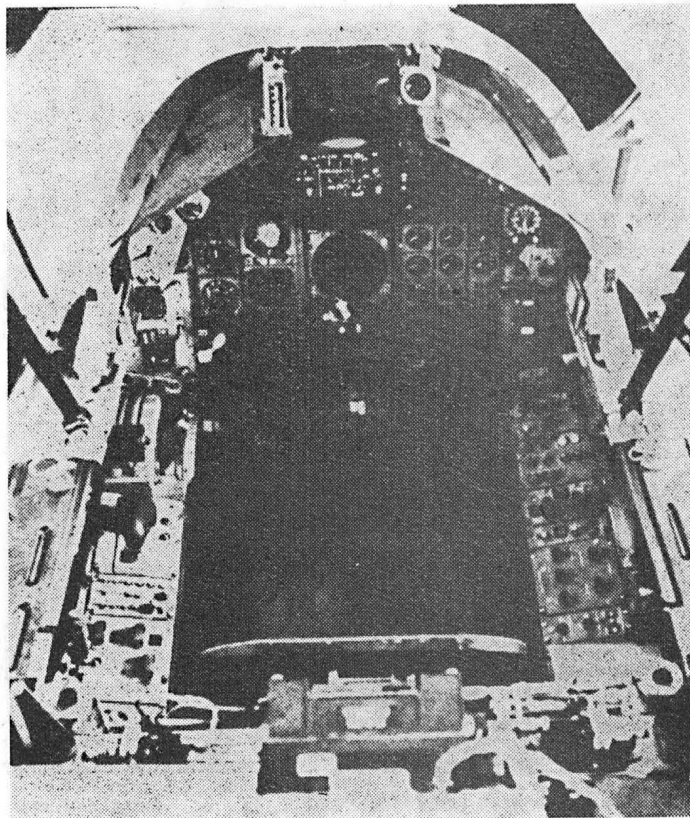
TABLICA 3

System nawigacji	Liczba punktów lub celów
HUNTSMAN	10
LINAS	10
FIN 1010	2
FIN 1060/1064	40
FIN 1040	10
LW-33	16
RCS-4	9

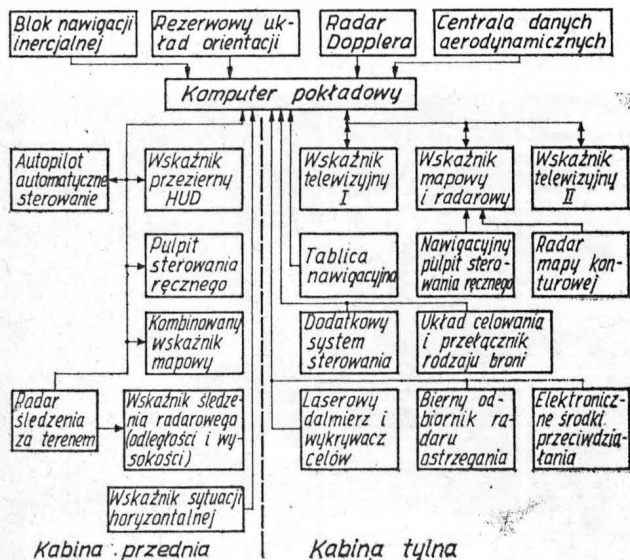
zmianie podłoża, nad którym leci samolot (np. ziemia-woda). Wypracowuje też wielkości takich parametrów jak: długość drogi do celu, czas do osiągnięcia celu oraz położenie katowe samolotu. Wielkości charakteryzujące komputer Tans: rozmiary 146 × 162 × 247 mm, masa 6÷7 kg, pobór mocy 35÷50 W.

System nawigacji LINAS

System LINAS, opracowany przez angielską firmę Ferranti, jest przeznaczony do zadań związanych z nawigacją i celowaniem na pokładzie samolotów szturmowych. System ten opiera się w dużej mierze na układzie inercyjnym FIN 1020 zaopatrzonym w cyfrowy przelicznik oraz urządzenia wejścia-wyjścia przystosowane do bezpośredniej współpracy z CDA. Platforma inercjalna jest ustawiana automatycznie względem miejscowego położenia horyzontalnego i w azymucie w sposób optyczny wg widocznego wzorcowego punktu na lotnisku. Krótki czas tego ustawiania umożliwia osiągnięcie dokładności określenia położenia 3,6 km na 1 h lotu, a dłuższy (10÷12 min) zapewnia dokładność (bez korekcji) nie mniejszą niż 1,8 km na 1 h lotu. Z klawiszowego pulpitu sterowania można wprowadzić do pamięci komputera współrzędne 10 punktów drogi. Dane nawigacyjne odnoszące się do określonego punktu drogi są wyświetlane po osiągnięciu poprzedniego punktu. Pulpit sterowania służy pilotowi do kontroli systemu i umożliwia w przypadku konieczności wprowadze-



Rys. 4. Przednia kabina samolotu Tornado ma w swoim wyposażeniu: w pozycji najwyższej wskaźnik przezierny HUD; poniżej w pozycji centralnej kombinowany wskaźnik mapowy; po lewej stronie wskaźniki pilotażowe dające informacje o położeniu katowym samolotu

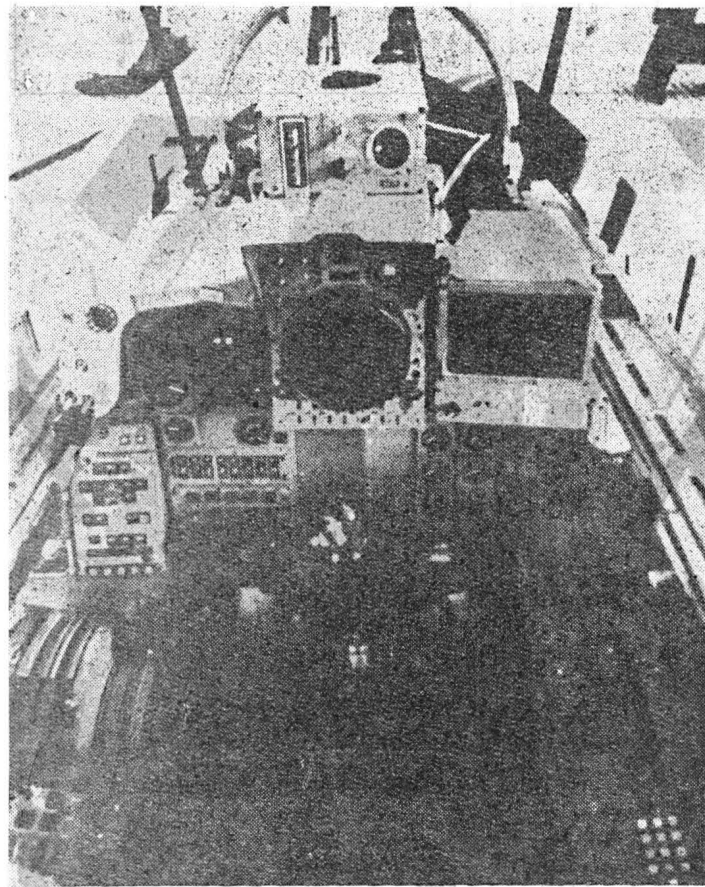


Rys. 3. Schemat blokowy systemu nawigacji i ataku na pokładzie samolotu Tornado

które świecą, gdy utrzymany jest dokładny kurs samolotu. Przy odchyleniu lotu od kursu jedna ze wskazówek gaśnie, a druga świeci, wskazując kierunek, w jakim należy skorygować lot, przy czym długość odcinka świecenia określa wielkość błęd. Dodatkowo w tym wskaźniku wyświetlane są informacje o odległości i kursie między aktualną pozycją a miejscem przeznaczenia lub punktem drogi oraz czas potrzebny do osiągnięcia celu. Gdy samolot zbliża się na odległość 2 min lotu do wybranego celu, to w tym czasie wyliczana jest automatycznie pozycja celu względem samolotu i następuje automatycznie nastawienie układu celowania na wybrany cel. System nawigacyjny LINAS umożliwia wypełnienie przewidzianych zadań z niezawodnością 0,99. Masa całego systemu wynosi 50 kg, objętość 0,06 m³, a zapotrzebowanie na moc 450 W.

System INAS firmy Ferranti jest przeznaczony głównie do rozwiązywania zadań związanych z bezpośrednim lotniczym wsparciem wojsk i prowadzeniem uderzenia na taktyczne cele przy dobrej widoczności. Został wykorzystany m.in. w pokładowym wyposażeniu samolotu Harrier. W układzie nawigacji inercyjnej FIN 1040 (odgrywającym podstawową rolę w tym systemie) dryf giroskopu jest nieprzerwanie korygowany wg danych z kompasu giromagnetycznego. W przypadku gdy zawodzi system nawigacji inercyjnej, aktualne współrzędne położenia samolotu prezentowane na wskaźniku nawigacyjnym są wyliczane na podstawie parametrów z CDA, giroskopu i wprowadzonych ręcznie parametrów wiatru.

Jednym z ważniejszych układów wskazujących w tym systemie jest wskaźnik mapowy. Na tle wyświetlanej mapy podawane są podstawowe dane nawigacyjne: współrzędne geograficzne, rzeczywisty kurs lotu, prędkość lotu, parametry wiatru, czas i dystans osiągnięcia punktu drogi lub celu. Projekcja mapy jest wykonywana w skali 5 lub 2,5 km/cm, co umożliwia oglądanie położenia samolotu w polu 100 lub 50 km z orientacją na północ lub kursową. Specjalny wskaźnik nawigacyjny kursu ze skalą o śred-

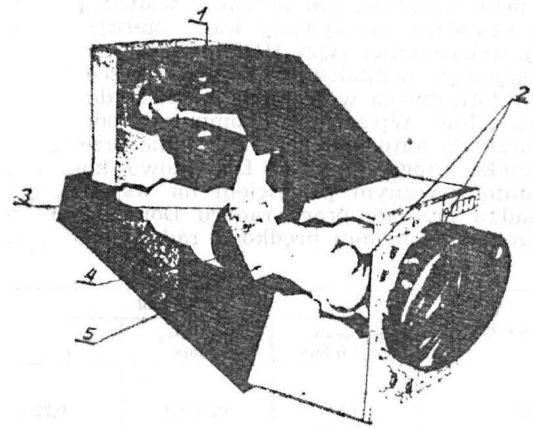


Rys. 5. Tylna kabina samolotu Tornado ma w swoim wyposażeniu m.in.: w górnym centralnym miejscu wskaźnik mapowy i mapy konturowej radaru; u góry po prawej wskaźnik telewizyjny; na prawej burcie kabiny pulpit sterowania i kontroli systemu nawigacji

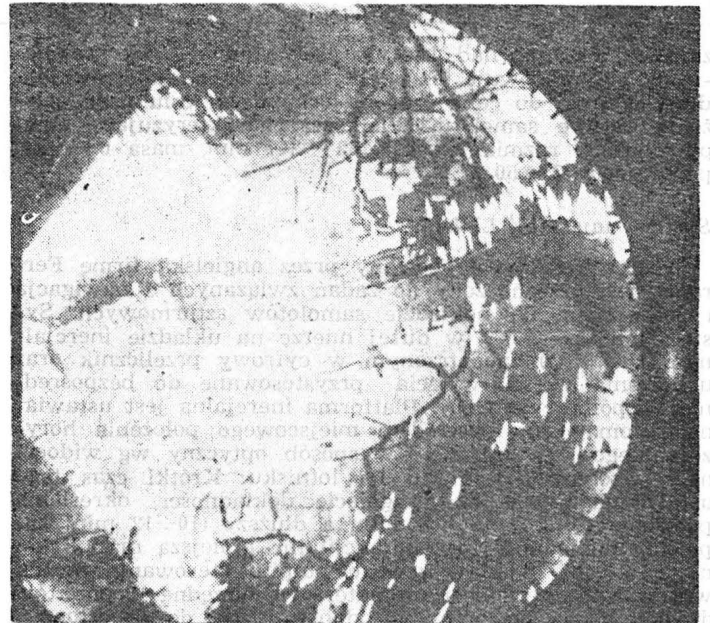
nicy 7,6 cm jest przeznaczony do podawania danych o magnetycznym lub rzeczywistym kursie, zadanym kursie, kursie powrotu samolotu na zadaną linię drogi, azymucie i odległości od celu, azymucie i odległości od radiolatarni systemu TACAN, dodatkowo może wyświetlać współrzędne wykrytego celu.

Funkcje niesprawnego wskaźnika nawigacyjnego może przejąć wskaźnik przezierny HUD, przy czym aktualne współrzędne położenia samolotu wylicza komputer sterowania ogniem. Wskaźnik przezierny HUD jest zbudowany z półprzepuszczalnej szyby, lampy oscyloskopowej, generatora obrazu i pulpitu sterowania. Przekazuje on komendy niezbędne do sterowania samolotem i prowadzeniem ataku na podstawie informacji z pokładowych urządzeń sterowania ogniem oraz danych nawigacyjnych.

System typu FIN 1010 (schemat blokowy na rys. 3), produkowany przez firmę Ferranti, wchodzi w skład wyposażenia samolotu Tornado. Informacje dla nawigacji są wypracowywane głównie w układzie nawigacji inercyjnej

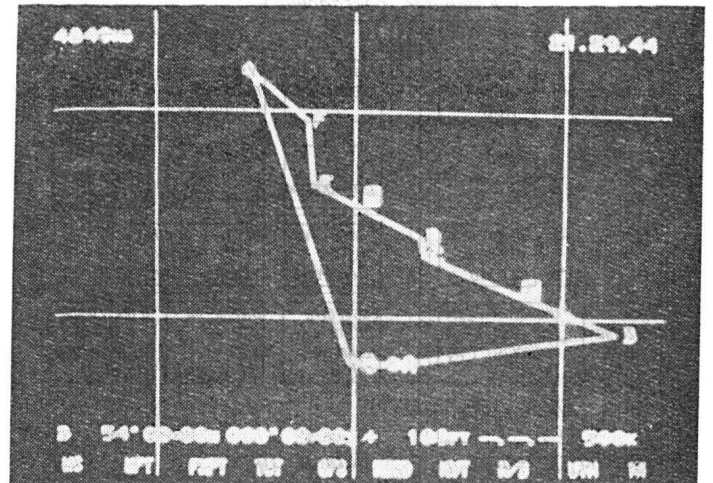


Rys. 6. Kombinowany wskaźnik mapowy: 1 — projektor mapowy, 2 — system soczewek, 3 — ekran wyświetlanej mapy, 4 — lampa oscyloskopowa, 5 — lustro półprzepuszczalne

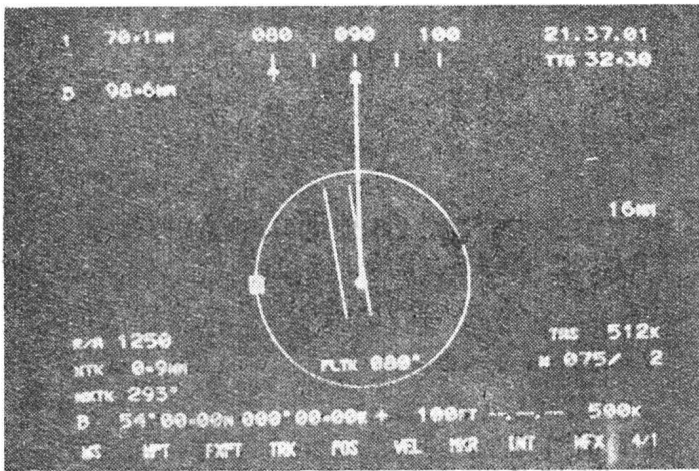


Rys. 7. Obraz z kombinowanego wskaźnika mapowego

nej, rezerwowym układzie orientacji, radarze Dopplera i CDA (tabl. 1). Kurs i prędkość lotu są nieprzerwanie wyznaczane w układzie nawigacji inercyjnej. Dodatkowo kurs jest mierzony przez rezerwową układ orientacji, zaś dodatkowa wartość prędkości uzyskiwana jest z radaru Dopplera. Na podstawie porównania podstawowej oraz do-



Rys. 8. Obraz wskaźnika telewizyjnego pracującego w reżimie „Plan”



Rys. 9. Obraz wskaźnika telewizyjnego pracującego w reżimie „Nawigacja”

datkowej wartości kursu i prędkości, komputer centralny wylicza rzeczywisty kurs i prędkość lotu. Daje to podstawę do wyliczenia rzeczywistej pozycji samolotu. Sposób wyznaczania rzeczywistych wartości kursu i prędkości jest uzyskiwany w procesie matematycznej obróbki statystycznej wg teorii filtracji Kalmana. Filtry takie mają charakterystyki odpowiadające przebiegom błędów (w czasie) odpowiednich źródeł informacji. W przypadku zaburzeń pracy radaru Dopplera, dodatkowa wartość prędkości lotu wyliczana jest z CDA.

W kombinowanym wskaźniku mapowym obraz z projektoru mapy konwencjonalnej oraz obraz z lampy oscyloskopowej powstały w radarze śledzenia za terenem są nałożone na siebie na półprzepuszczalnym zwierciadle i oglądane przez odpowiedni system soczewek. Jasne plamy wskazują przeszkody znajdujące się powyżej wcześniej dobranej wysokości.

Inny rodzaj pracy radaru polega na tworzeniu konturowej mapy terenu, nad którym przelatuje samolot. Mapa ta, uzyskiwana na bieżąco, jest odpowiednio zgrzywana z drugą mapą konturową (terenu, nad którym przewiduje się lot samolotu) zapisaną przed startem w pamięć komputera. W wyniku tego wyznaczana jest automatycznie wartość korekcyi pozycji samolotu. Następnie komputer bada wiarygodność tej korekcyi i gdy jest ona do przyjęcia (co jest sygnalizowane pilotowi), stanowi podstawę do wprowadzenia odpowiednich poprawek w obliczeniach nawigacyjnych oraz przesunięcia i obrotu mapy klasycznej i konturowej do położenia zgodnego z aktualną pozycją samolotu. Tego typu wyznaczenie rzeczywistej pozycji samolotu jest obarczone dużym błędem, gdy przelot samolotu odbywa się na małych wysokościach. W tym przypadku korekcyi położenia dokonywana jest metodą wizualną na podstawie punktów drogi, a jej wyniki pilot wprowadza ręcznie do pokładowego komputera.

Zastosowany w systemie komputer ma pamięć o pojemności 32 tys. słów 16-bitowych i dokonuje m.in. obliczeń dryfu platformy inercyjnej na podstawie informacji o zgrzywanej jednej lub dwóch ustalonych pozycjach. W tym systemie duże znaczenie ma wyświetlacz telewizyjny znajdujący się w tylnej kabynie samolotu. Ma on trzy rodzaje pracy: „Plan”, „Nawigacja”, „Atak”. Wskaźnik telewizyjny pracujący w systemie „Plan” (rys. 8) przedstawia plan lotu, jaki został przed startem przegrany z taśmy magnetycznej do pamięci komputera. Na schemacie przelotu są zaznaczone punkty drogi, cele i pozycja samolotu. Wskaźnik telewizyjny pracujący w systemie „Nawigacja” przedstawia w postaci cyfrowej następujące informacje: aktualny czas, czas do lotu do najbliższego punktu drogi, prędkość samolotu TAS. W postaci analogowej podany jest aktualny kurs samolotu oraz położenie samolotu względem zadanej trajektorii lotu. Na żądanie pilota wyświetlane są dodatkowo informacje dotyczące bezwzględny powrotu do bazy: przebieg najkrótszego toru lotu, dystans i czas osiągnięcia bazy, żądany kurs, zapotrzebowanie paliwa, aktualna wysokość i parametry wiatru.

Uwaga: Literaturę zamieścimy w II cz. art. TLIA nr 10/85.

PROTOTYPY

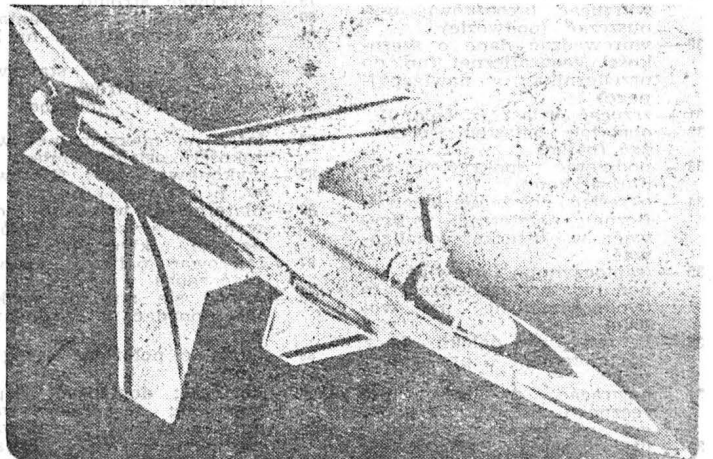
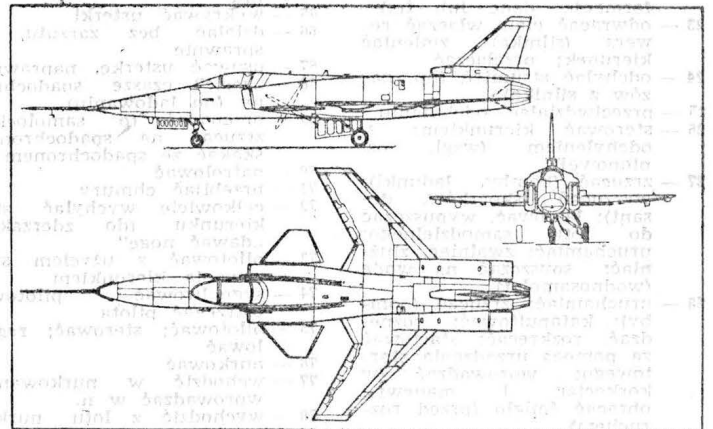
Grumman X-29A • USA •

Doświadczalny samolot bojowy w układzie kaczki z płatem głównym o ujemnym skosie

W bazie Edwards przeprowadza się od ubiegłego roku próby pierwszego prototypu samolotu Grumman X-29A, który przeznaczony jest do sprawdzenia koncepcji bojowego samolotu w układzie kaczki z płatem głównym o ujemnym skosie, tj. skosie do przodu. Firma Grumman Aerospace Corporation zaczęła prace nad tym samolotem zimą 1981 r., przy czym nadała mu oznaczenie Model 712, natomiast finansujące przedsięwzięcie lotnictwo USA zakwalifikowało go do kategorii doświadczalnej jako X-29A. Aby przyspieszyć budowę prototypów, wykorzystano niektóre grupy konstrukcyjne z istniejących samolotów: przednia część kadłuba pochodzi z samolotu F-5, podwozie główne z F-16, zespół napędowy z F-20. Nowe są skrzydła główne i pomocnicze, tylna część kadłuba i usterzenie kierunku. Płat główny o nadkrytycznym profilu i skosie do przodu, wynoszącym na 1/4 cięciwy 33°44', jest wykonany ze stopu aluminiowego i laminatu. Trójdzielne kłapy działają równocześnie jako lotki. Konstrukcja kadłuba jest półskorupowa. Jednomiejscowa kabina, pochodząca z samolotu F-5, jest wyposażona w wyrzeliwany fotel Martin-Baker GRQ-7A. Dwuprzepływowy silnik General Electric F404-GE-400 o stosunku natężeń przepływu 0,3:1 ma, z dopalaniem, ciąg 7120 daN. Zbiorniki paliwa są umieszczone w kadłubie i przykadłubowych częściach płata głównego.

Dane techniczne

Rozpiętość płata głównego	8,29 m
Rozpiętość płata pomocniczego	4,15 m
Długość (bez rurki Pitota)	14,66 m
Wysokość	4,36 m
Powierzchnia nośna	17,54 m ²
Masa własna	6045 kg
Masa do startu	7848 kg
Liczba Ma odpowiadająca prędkości maks.	1,6



W.K.

FRANCUSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (III)

- 1 — naprowadzać; sterować
- 2 — uzgadniać giroskop (np. z busolą magnetyczną)
- 3 — aretować g., blokować g.
- 4 — usztywniać cięgnami; podpierać zastrzałami
- 5 — latać na dużej wysokości
- 6 — utrzymywać wysokość; utrzymywać się na nakazanej wysokości
- 7 — znajdować się na w.
- 8 — nabierać w.
- 9 — przewozić śmigłowcem; wysadzać desant ze śmigłowców
- 10 — (pot.) „nalatywać” godzinny lotu
- 11 — podnosić (np. dźwigiem); podwieszać
- 12 — certyfikować, homologować
- 13 — zakrywać pokrowcem
- 14 — hałasować, ryczeć (o silniku)
- 15 — uszczelniać na wodę, nadawać wodoszczelność
- 16 — poruszać się po wodzie; ślizgać się po powierzchni wody (o wodnosamolocie); znajdować się w poślizgu hydrodynamicznym (o oponach na mokrej nawierzchni)
- 17 — identyfikować; rozpoznawać; odczytywać zdjęcie lotnicze
- 18 — nadawać ogniotrwałość
- 19 — wytwarzać obraz (na ekranie radaru)
- 20 — zatrzymywać, unieruchamiać; blokować; zakazywać lotów (na danym typie statku powietrznego)
- 21 — nachylać (się); przechylać (się)
- 22 — wtryskiwać (ciecz); wprowadzać (na orbitę); w. (informacje, dane lub tp.)
- 23 — odwracać ciąg, włączać rewers (silnika); zmieniać kierunek; przelaczać
- 24 — odchyłać strumień (np. gazów z silnika)
- 25 — przeciwdziałać odchyłaniu
- 26 — sterować kierunkiem; s. odchyleniem (wzgl. osi pionowej)
- 27 — zrzucić (bomby, ładunki); wyrzucić (skoczków, desant); laszować, wypuszczać do lotu samodzielnego; uruchamiać; zwalniać, zluźniać; spuszczać na wodę (wodnosamolot)
- 28 — uruchamiać; zrzucić (bomby); katapultować; rozpedzać, rozkręcać; startować za pomocą urządzenia startowego; wprowadzać (w korkociąg, l. manewr); obracać śmigło (przed ruchem)
- 29 — zrzucić (bomby, ładunki); wyrzucić (skoczków); wypuszczać (podwozie)
- 30 — wprowadzać dane o szerokości geograficznej (np. do przelicznika nawigacyjnego)
- 31 — zrzucić balast (z balonu)
- 32 — obciążać balastem, wywazać (balon)
- 33 — podbierać (pokrycie) podłużniczkami
- 34 — określać położenie (geograficzne); namierzać; wykrywać; w. usterkę; lokalizować
- 35 — (samoczynnie) ustawiać się pod wiatr, wyostrzać (o wodnosamolocie na wodzie)
- 36 — lądować za daleko, l. z „przelotem”, „przesmarować”
- 37 — powracać do sterowania ręcznego (z automatycznego); przełmować stery
- 38 — utrzymywać, zachowywać; u. w. stanie sprawności; obsługiwać; remontować
- 39 — oddawać drążek
- 40 — wycofać drążek do neutrum
- 41 — ściągać d. (na siebie)
- 42 — przestawiać dźwignię gazu na „mały gaz”
- 43 — zaczynać manewr
- 44 — wykonywać m.
- 45 — manewrować; sterować
- 46 — uruchamiać, włączać (silnik)
- 47 — wprowadzić (samolot) we wznoszenie, rozpocząć w.
- 48 — nabierać wysokości, wznosić się
- 49 — zatrzymać silnik, wyłączyć s.
- 50 — zakołować na (własnym) silniku (bez użycia ciągnika)
- 51 — wyposażać w silnik ...
- 52 — uruchamiać s.
- 53 — dawać gaz, zwiększać ciąg silnika
- 54 — ponownie uruchamiać silnik
- 55 — zmniejszać moc (ciąg) silnika
- 56 — wykołowywać na (własnym) silniku (bez użycia ciągnika)
- 57 — lecieć na jednym silniku
- 58 — wiatrakować (o śmigle)
- 59 — prowadzić nawigację, nawigować; latać
- 60 — przywracać w położenie neutralne (np. stery)
- 61 — przelatywać między przeszkodami, manewrować m. p.
- 62 — pokonywać przeszkodę, przelecieć nad przeszkodą
- 63 — rozpędzać (się) w locie poziomym
- 64 — ulec awarii lub uszkodzeniu
- 65 — wykrywać usterki
- 66 — działać bez zarzutu, d. sprawnie
- 67 — usuwać usterkę, naprawiać
- 68 — „gasić” czasę spadochronu (po lądowaniu)
- 69 — przepadać (o samolocie); zrzucić na spadochronie; skakać ze spadochronem
- 70 — patrolować
- 71 — przebijać chmury
- 72 — całkowicie wychylać ster kierunku (do zderzaka), „dawać nogę”
- 73 — pilotować z użyciem sterowania kierunkiem
- 74 — svenelizować pilotowi; ostrzegać pilota
- 75 — pilotować; sterować; regulować
- 76 — nurkować
- 77 — wchodzić w nurkowanie, wprowadzać w n.
- 78 — wychodzić z lotu nurkowego
- 79 — nurkować stromo
- 80 — podchodzić do lądowania
- 81 — prosić o zezwolenie na lądowanie
- 82 — opuszczać drogę startową, skołować z drogi s.
- 83 — zachowywać miejsce w szyku
- 84 — latać na maksymalnej wysokości; osłagać pułap
- 85 — wykonywać lot ślizgowy; w. l. żagłowy
- 86 — platerować; wykonać lądowanie z wysokim wyrównaniem. „klapnąć”
- 87 — tankować paliwo; uzupełniać zapas
- 88 — zniżać się stromo; nurkować; opadać na spadochronie
- 89 — określać położenie (geograficzne)
- 90 — docierać; doglądać; dopasowywać; opracowywać; dopracowywać; regulować; nastawiać; stroić; zakładać próby
- 91 — pracować na zakresie obli-

VERBES ET TOURS D' AVIATION FRANCAISES (III)

- | | |
|--|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1 — guider 2 — recaler le gyro 3 — cager le gyroscope 4 — haubanr 5 — avoir de la hauteur 6 — conserver la h. 7 — être à la h. 8 — gagner de la h.; prendre de la h. 9 — héliporter 10 — accumuler les heures de vol 11 — hisser 12 — homologuer 13 — housser 14 — hurler 15 — hydrofuger 16 — hydroplaner 17 — identifier 18 — ignifuger 19 — fournir l'image 20 — immobiliser 21 — incliner, s'incliner 22 — injecter 23 — inverser 24 — lever le jet 25 — contrer de lacet 26 — piloter en l. 27 — lâcher 28 — lancer 29 — larguer 30 — afficher la latitude 31 — jeter du lest 32 — lester 33 — raldir par lisses 34 — localiser 35 — lofer 36 — louter 37 — reprendre en mains 38 — maintenir 39 — pousser le manche 40 — ramener le m. au neutre 41 — tirer le m. vers l'arrière 42 — passer la manette sur ralenti 43 — amorcer une manoeuvre 44 — exécuter la m., faire une m. 45 — manoeuvrer 46 — mettre en marche 47 — mettre (l'avion) en montée 48 — monter 49 — arrêter un moteur, couper le m. 50 — arriver au m. 51 — équilibrer de m. 52 — lancer le m. 53 — pousser le m. 54 — réallumer le m. 55 — réduire le m. 56 — sortir au m. 57 — voler sur un m. 58 — tourner en moulinet 59 — naviguer 60 — remettre au neutre 61 — évoluer au milieu des obstacles | <ol style="list-style-type: none"> 62 — passer l'obstacle 63 — accélérer en palier 64 — avoir une panne, être en p. tomber en p. 65 — détecter les pannes, localiser les p. 66 — marcher sans panne 67 — rectifier une p., remédier à une p. 68 — dégonfler le parachute 69 — parachuter 70 — aller en patrouille, patrouiller 71 — percer 72 — placer le pied à fond 73 — travailler au p. 74 — avertir le pilote 75 — piloter 76 — agir en piqué, se déplacer en p.; piquer 77 — amorcer un piqué, engager en p., mettre en p. 78 — sortir du p. 79 — pliquer sec 80 — aborder la piste, prendre la p. 81 — demander la p. 82 — sortir de la p. 83 — conserver la place, maintenir la p. 84 — plafonner 85 — planer 86 — plaquer 87 — faire le plein 88 — plonger 89 — faire le point 90 — mettre au p. 91 — fonctionner en pointe 92 — voler en p. à Mach 2,5 93 — détruire la portance, gâcher la p. 94 — moduler la p. d'une aile 95 — se poser 96 — afficher la poussée 97 — atteindre la pleine p. 98 — augmenter la p. 99 — délivrer une p., développer une p., fournir une p. 100 — diriger la p. vers le bas 101 — mettre la pleine p. sur frein 102 — orienter la p. 103 — présenter 104 — amener la profondeur en butée, placer la p. en b. 105 — passer la p. à plein piqué 106 — placer la p. plein arrière 107 — profiter 108 — allumer un propulseur 109 — délivrer une puissance 110 — se mettre en pylône |
|--|--|

K.D.

Samolot transportowy średniego udźwigu, o właściwościach STOL

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbosmigłowy grzbieciolet z chowanym podwoziem.

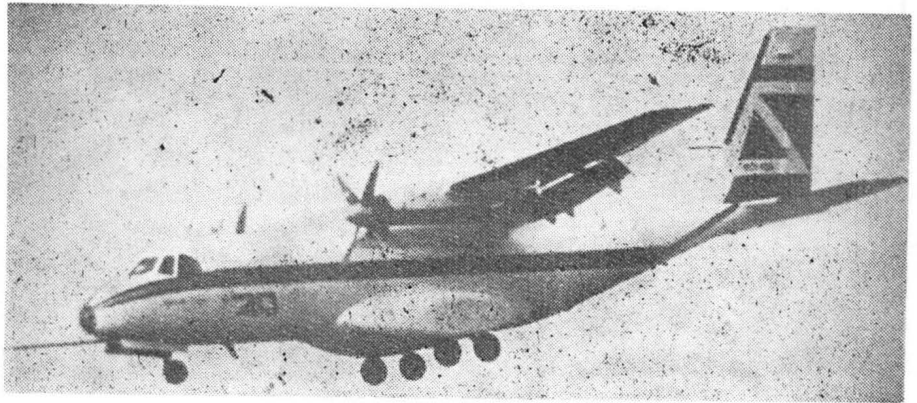
Plat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 65,218, wznios części zewnętrznych 3°, kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja trójdzielna, metalowa, kesonowa, półskorupowa fail safe. Na końcach środkowej części płata umieszczone są gondole silników. W kesonach skrzydeł znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. 60% rozpiętości krawędzi spływu skrzydła zajmują szczelnym kłapy, składające się z czterech segmentów. Każdy segment kłapy jest zawieszony na dwóch konsolach. Lotki wyważone masowo i zaopatrzone w kłapki wyważające. Konstrukcja kłap i lotek metalowa. Końcówki skrzydeł mają obrys trójkątny i są wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego. Środkowa część płata przechodzi nad strukturą kadłuba.

Kadłub. Przekrój owalny, zbliżony do kołowego, silnie spłaszczony w części tylnej. Konstrukcja metalowa, półskorupowa fail safe. Kabina niskociśnieniowa. W przedniej części kadłuba znajduje się radar osłonięty kopułą z kompozytu. Dalej mieści się kabina pilotów, a pod nią — wnęk podwozia przedniego i podzespoły instalacji pokładowych. Wszystkie szyby kabiny pilotów są płaskie. Za kabiną pilotów znajduje się kabina pasażerska, mieszcząca w zależności od wariantu wyposażenia wnętrza 35+39 foteli. W wariancie towarowym kabina mieści 4 kontenery LD-3: w wariancie mieszanym — 18 foteli i 2 kontenery LD-3. Opracowano też wariant sanitarny, fotograficzny i desantowy (dla 30 spadochroniarzy z pełnym wyposażeniem). Wejście do kabiny umożliwiają drzwi umieszczone w przedniej i tylnej części kabiny pasażerskiej oraz rampa ładunkowa w tyle kadłuba. Kabina pasażersko-ładunkowa ma 13 par okien i 2 wyjścia awaryjne (jedno w tylnej i jedno w przedniej części). U dołu kadłuba pod skrzydłem znajdują się gondole podwozia głównego mieszczące także podzespoły instalacji pokładowych. Na grzbiecie kadłuba, w oprofilowaniu przejścia skrzydeł-kadłub umieszczono zespoły instalacji klimatyzacyjnej. W wariantach towarowych wnętrze kabiny wyposażone jest w urządzenia do mocowania ładunku.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Konstrukcja usterzenia metalowa, półskorupowa. Stateczniki dwudźwigarowe, ster wysokości metalowy, ster kierunku z kompozytu szklano-epoksydowego z wypełniaczem ulowym Nomex. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłędzenia.

Sterowanie. Sterownice zdwojone, układy sterowania linkowe ze wspomaganiami, kłapy wychyłane hydraulicznie, kłapki wyważające — elektrycznie.

Podwozie. Wielozespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i gondol przykadłubowych (główne). Koła zespołów podwozia głównego po schowaniu częściowo wystają z gondol i stanowią ochronę kadłuba na wypadek awaryjnego lądowania ze schowanym podwoziem. Podwozie przednie jednogolenkowe, koło pojedyncze



zawieszony na wahaczowym widelcu. Wnęka podwozia zamykana dwudzielną pokrywą; kierunek chowania — ku przodowi. Podwozie główne składa się z dwóch par umieszczonych osobno jednakowych zespołów. Każdy zespół podwozia głównego jest jednokołowy z kołem umieszczonym na wahaczowym półwidelcu. Na kołach podwozia głównego hydrauliczne hamulce tarczowe Dunlop z urządzeniem przeciwpoślizgowym. Amortyzacja podwozia olejowo-powietrzna. Wymiary ogumienia: przednie — 8,50+10/10; główne — 11,00+12/10. Samolot może mieć dwa rodzaje ogumienia — nisko- i wysokociśnieniowe; ogumienie wysokociśnieniowe jest standardowe, niskociśnieniowe montuje się na specjalne zamówienie. Podwozie opracowano w firmie Messier-Hispano-Bugatti.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbosmigłowe General Electric CT7-7 o mocy 1270 kW każdy. Śmigła czteropłatowe metalowe, przestawialne Hamilton Standard 14-RF11 o obniżonym poziomie hałasu. Osie zespołów napędowych usytuowane pod profilem skrzydła, tak jak i wyloty spalin. Osłony zespołów napędowych metalowe.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydełowe o łącznej pojemności 5148 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, służy do wychyłania kłap, chowania i wypuszczania podwozia oraz do otwierania i zamykania tylnej rampy ładunkowej i jej osłon. Elektryczna — prąd stały 28 V, prąd zmienny 115 V/400 Hz, dwa prądorozruszniki 400 A, dwa akumulatory po 45 Ah. Klimatyzacyjna — niskociśnieniowa, zapewnia wewnątrz kadłuba nadciśnienie 25 kPa. Przeciwbłędzeniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników, noski łopat śmigieł ogrzewane elektrycznie. Przeciwożarowa — butle CO₂ w gondolach silnikowych oraz na pokładzie samolotu.

Wyposażenie. Zdwójony system podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, elektroniczny system wskazań EFIS, wskaźniki obrazkowe CRT, radar meteorologiczny, dwie radiostacje VHF, transponder, dwa zestawy VOR/ILS, DME, ADF, pilot automatyczny.

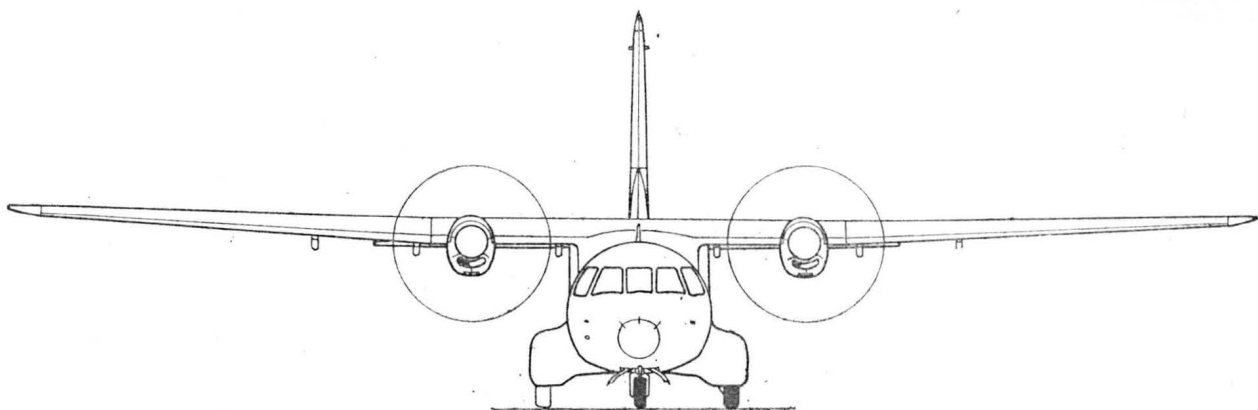
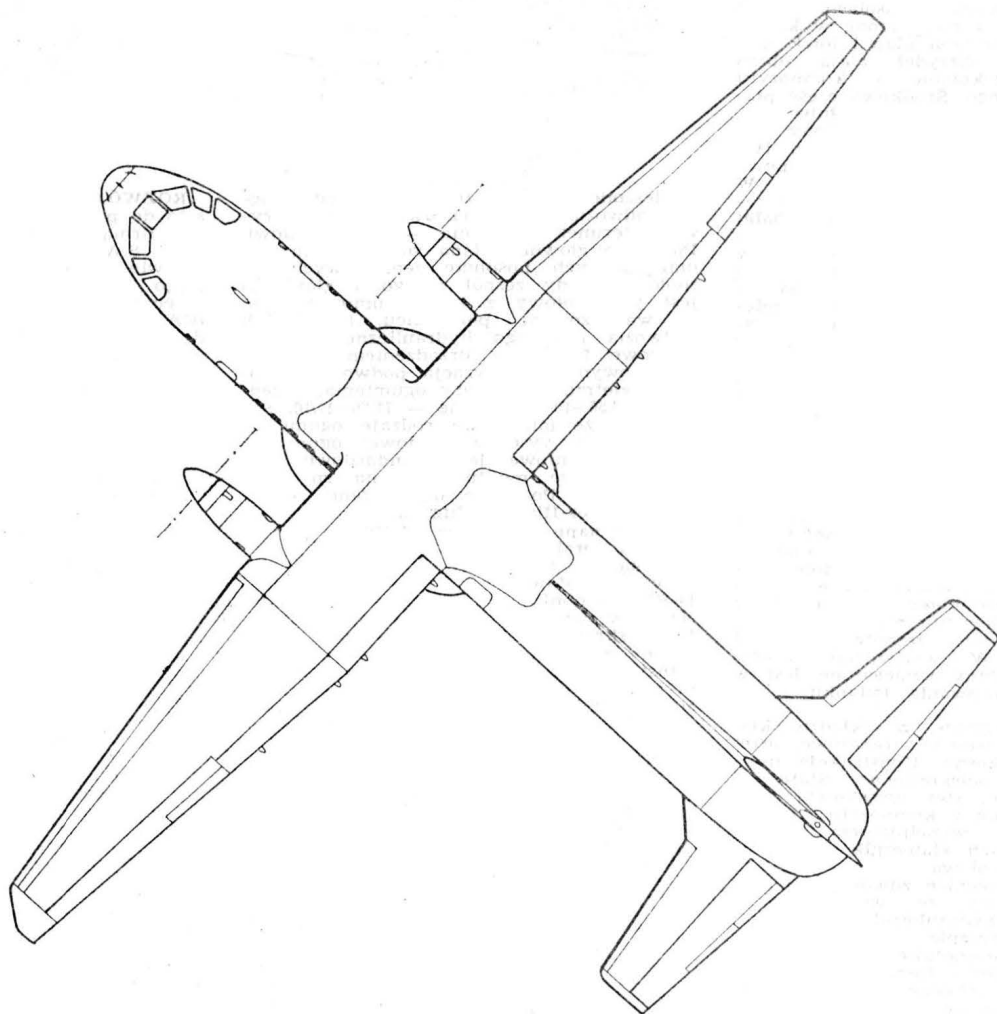
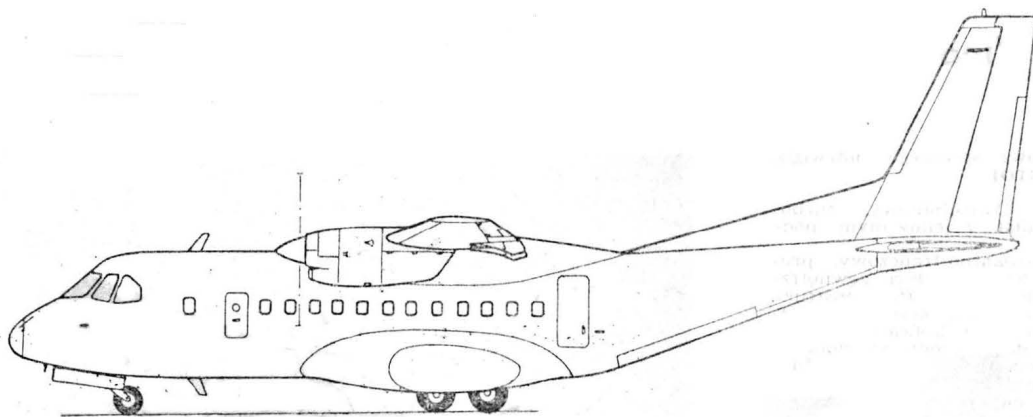
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1979 r. doszło do podpisania umowy między hiszpańską firmą CASA (Construccion Aeronautica S.A.) a indonezyjską Nurtanio w sprawie wspólnej budowy wielozadaniowego samolotu transportowego. Umowa sprecyzowała też podział kooperacyjny (CASA — środkowa część skrzydła z gondolami silnikowymi, podwozie, przednia część kadłuba; Nurtanio — końcówki skrzydeł, lotki, kłapy, zewnętrzne części skrzydeł, usterzenia, tylna część kadłuba). Montaż ostateczny prowadzony jest przez obie firmy — w zakładach w San Pablo (Hiszpania) i w Bandungu (Indonezja). W Hiszpanii przewiduje się budowę czterech samolotów miesięcznie, w Indonezji — trzech miesięcznie. Na podstawie zawartej umowy utworzono spółkę Airtech (Aviation Technology Industries). Prace konstrukcyjne rozpoczęto na początku 1980 r., kierował nimi inż. José Lopez Ruiz. Budowę prototypów zaczęto w maju 1980 r. w San Pablo i rok później w Bandungu. Oba prototypy wytoczono z hal montażowych tego samego dnia — 10 października 1983 r. Prototyp hiszpański nosi nazwę Infanta Elena, indonezyjski — Tetuko. Próby wytrzymałościowe przeprowadzono w Hiszpanii (Getafe) i Indonezji (Serpong). Program prób w locie obejmował 960 h. Uzyskanie certyfikatu planowano jesienią 1984 r., w tym samym czasie miała rozpocząć się produkcja seryjna. Spółka Airtech zamierza samolotem CN-235 zdominować rynek tej klasy maszyn w krajach kapitalistycznych, w których zapotrzebowanie na samoloty tej klasy ocenia się na 1800 egz. do 1995 r. Program CN-235 ma przynieść zysk przy produkcji przekraczającej 300 egz. Wydatki poniesione dotychczas wyniosły ok. 80 mln dol. do końca 1983 r., przekroczenie sumy 100 mln dol. przewidziano do końca 1984 r. Na początku 1984 r. oferowano samolot za 4,9 mln dol.; w tym czasie poziom zamówień wynosił 106 egz. i opłcie na 23 następnie (Indonezja — 70 egz., Hiszpania — 22 egz., Portoryko — 5 egz., Argentyna — 4 egz.). CASA ma dostarczać CN-235 na rynek Europy i obu Ameryk, Nurtanio — na rynek Azji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	25,81 m
Długość	21,35 m
Wysokość	8,18 m
Cieciwa skrzydła u nasady	3,00 m
Cieciwa skrzydła przy końcówce	1,20 m
Rozpiętość usterzenia	11,00 m
Baza podwozia	6,92 m
Rozstaw podwozia	3,90 m
Długość kadłuba	20,90 m
Średnica śmigieł	3,30 m
Prześwit śmigieł	1,66 m
Średnica kadłuba	2,90 m
Szerokość rampy ładunkowej	2,45 m
Powierzchnia skrzydła	59,10 m ²
Powierzchnia lotek	3,56 m ²
Powierzchnia kłap	10,87 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	11,11 m ²
Powierzchnia steru kierunku	3,98 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	21,20 m ²
Powierzchnia steru wysokości	5,14 m ²

Powierzchnia podłogi kabiny	22,1 m ²
Objętość wnętrza kabiny	43,2 m ³
Wydłużenie skrzydła	11,27
Masa własna	8225 kg
Masa startowa maks.	13 000 kg
Masa handlowa	4600 kg
Obciążenie powierzchni maks.	220 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	5,12 kg/kW
Prędkość maks. (H = 6100 m)	509 km/h
Prędkość przelotowa (H = 4570 m)	455 km/h
Prędkość min.	137 km/h
Wznoszenie	9,03 m/s
Wznoszenie z 1 silnikiem wyłączonym	3,50 m/s
Pułap	8690 m
Zasięg z maks. ładunkiem	800 km
Zasięg maks.	3890 km
Rozbieg	415 m
Długość startu na 10,7 m	630 m
Długość lądowania z 15 m	630 m
Dobieg	340 m

H.M.



Samolot komunikacji lokalnej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbośmigłowy grzbietopłat o konstrukcji metalowej.

Plat. Obrys części środkowej prostokątny, obrys części zewnętrznych trapezowy, profil o grubości względnej 18% u nasady i 13% przy końcówce, wzniosł części zewnętrznych 2,5°. Konstrukcja trójdzielnia, dwudźwigarowa, metalowa, półskorupowa. W kesonach skrzydeł mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Na końcach środkowej części płata umieszczone są gondole silnikowo-podwoziowe. Szczelino-we klapy typu Fowlera zajmują 80% rozpiętości i składają się z czterech segmentów. Konstrukcja klap kompozytowa. Przed klapami, na górnej powierzchni skrzydła, umieszczone są spoilery (po trzy segmenty na każdym skrzydle). Lotki wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo); na obu lotkach klapki wyważające. Konstrukcja lotek metalowa. W noskach skrzydeł na zewnątrz od gondol silnikowych są umieszczone reflektory. Konstrukcja noska skrzydła częściowo z kompozytu. Na nosku znajduje się instalacja przeciwołodzeniowa. Końcówki skrzydeł kompozytowe.

Kadłub. Przekrój owalny zbliżony do kołowego. Konwencjonalna konstrukcja metalowa, półskorupowa, hermetyzowana w części kabinowej. Przednia część kadłuba wykonana z kompozytu. Mieści się w niej radar, zespoły wyposażenia awionicznego i instalacji pokładowych oraz wnękę podwozia przedniego. Kabina załogi z miejscami obok siebie, trzecie miejsce za fotelami pilotów. Kabina pasażerska mieści do 36 foteli (po 4 w rzędzie z przejściem pośrodku) w podziale 0,79 m. bufet i toaletę. W tylnej części pokładu pasażerskiego znajduje się obszerne pomieszczenie bagażowe dostępne przez duże drzwi z lewej strony kadłuba. Wejście do samolotu umożliwia drzwi usytuowane w przedniej części kabiny pasażerskiej po obu stronach kadłuba. Wyjścia awaryjne umieszczone są po obu stronach kadłuba pod noskiem skrzydła. Tłwina, nieociśnieniowa część kadłuba niesie usterzenie, płaszczynny jej wręg pokrywała się z płaszczynami dźwigarów statecznika pionowego, stanowiącego jedną całość z kadłubem. Istnieje możliwość zwiększenia liczby miejsc pasażerskich do 38, a nawet 39 (kosztem przestrzeni bagażowej).

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrbys obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Statecznik pionowy wielodźwigarowy, metalowy, półskorupowy. Nosek statecznika pionowego z kompozytu. Ster kierunku dwusegmentowy — składa się z segmentu przedniego i zawieszono go na nim segmentu tylnego; usterzenie pionowe ma więc profil podwójnie łamany. Konstrukcja segmentu steru kierunku metalowa, częściowo przekładkowa. Przed statecznikiem pionowym na grzbiecie kadłuba umieszczona jest duża trójkątna płytwa ustępczająca wykonana z kompozytu. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, półskorupowy metalowy z kompo-



zytowym noskiem. Ster wysokości wykonany jako jedna całość, dwudźwigarowy, metalowy, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo). Na krawędzi spływu steru wysokości znajdują się cztery klapki wyważające.

Sterowanie. Sterownice zdwojone; lotki i ster wysokości wychylane za pomocą układów linkowych, oba segmenty steru kierunku, klapy Fowlera i spoilery wychylane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i gondol silnikowych (główne). Podwozie przednie sterowane, z kołami bliźniaczymi zawieszonymi wahaczowo; gołęń teleskopowa. Podwozie główne o długich gołeniach wspartych zastrzałami w kształcie litery V, koła bliźniacze z hydraulicznymi hamulcami tarczowymi. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Ogumienie niskociśnieniowe: przednie — 0,31 MPa, główne — 0,44 MPa. Pokrywy luków podwozia wykonane z kompozytu.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt & Whitney of Canada PW 120 o mocy 1491 kW każdy. Śmigła o stałych obrotach, czterołopatowe, metalowe Hamilton Standard 14SF-7; możliwość odwracania ciągu i ustawienia śmigieł w chora-giewkę. Na noskach łopat śmigieł instalacja przeciwołodzeniowa. W przypadku awarii jednego z silników moc drugiego jest podwyższana automatycznie z przelotowej (1432 kW) do pełnej. Osłony zespołów napędowych wykonane z kompozytu. Wyloty spalin skierowane wprost za krawędź spływu skrzydła i umieszczone w górnej części gondol silnikowych.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 3270 l; możliwość powiększenia pojemności do 4565 l lub 4709 l. Olejowa — pojemność zbiorników 2 X 19 l. Hydrauliczna — dwu-

obwodowa, służy do sterowania płotwem, chowania i wypuszczania podwozia oraz do hamowania kół podwozia głównego. Elektryczna — prąd stały — 28 V, zmienny 115/200 V 400 Hz, 2 prądorozruszniki, 2 transformatory, 2 akumulatory niklowo-kadmowe. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie 38 kPa. Przeciwołodzeniowa — na noskach skrzydeł i łopatach śmigieł.

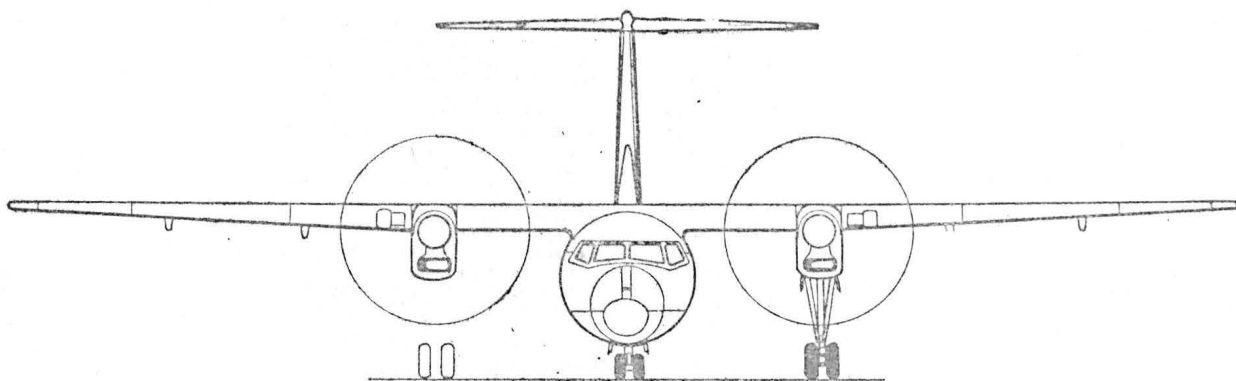
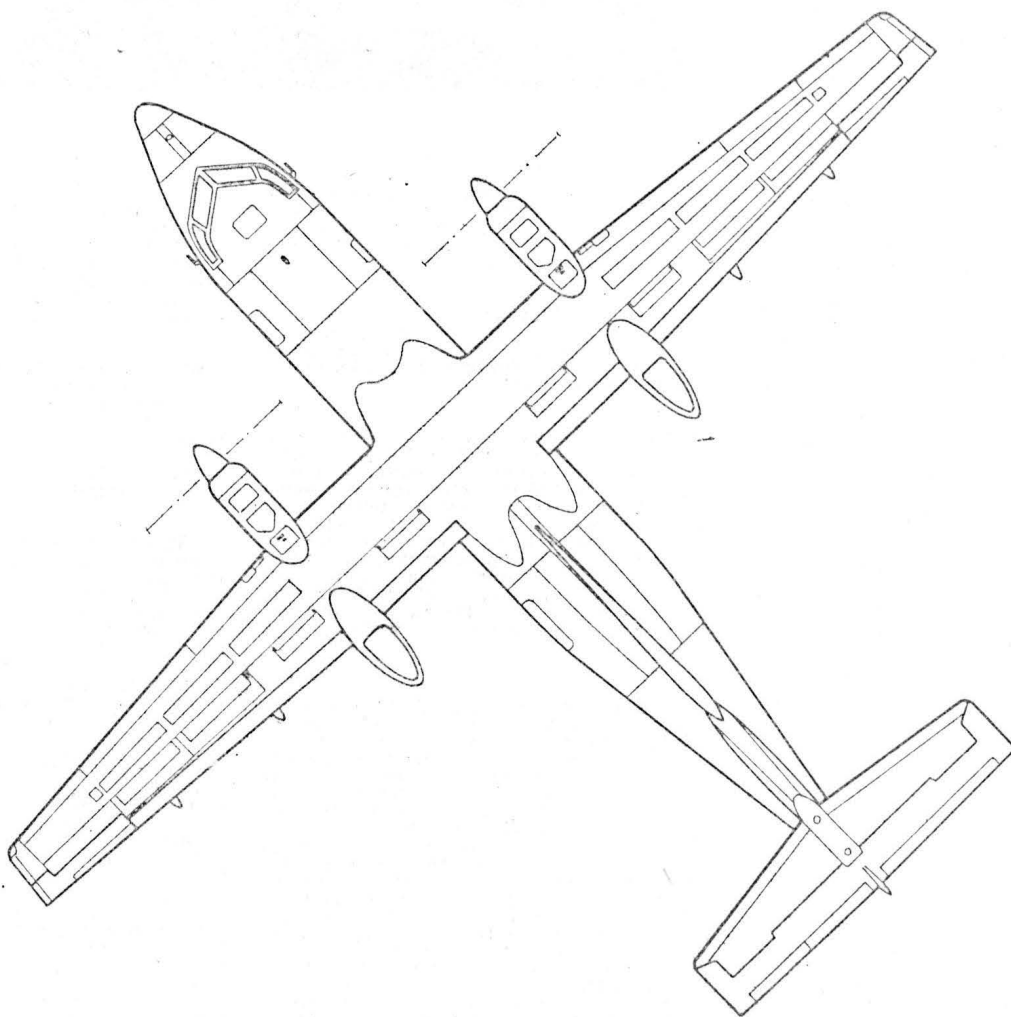
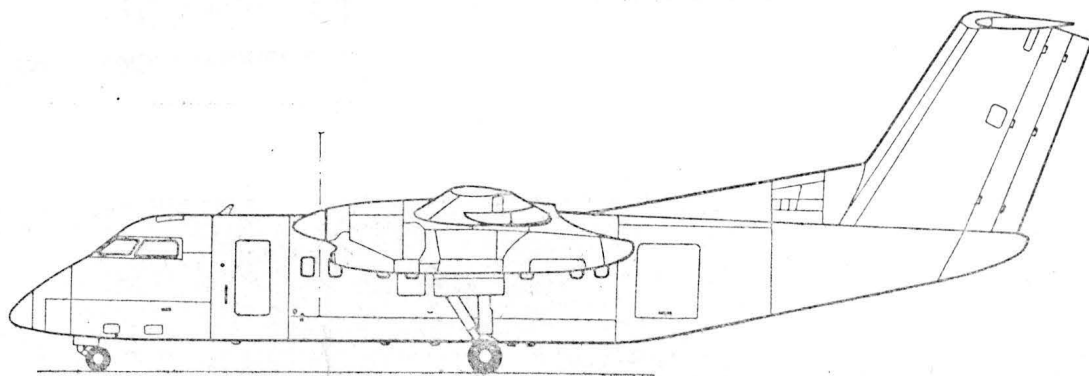
Wyposażenie. Zdwojony zestaw podstawowych przyrządów pilotażowych, przyrządy kontroli silnika i instalacji, system automatycznego sterowania lotem, system wskazań cyfrowych, radar meteorologiczny Primus 800 (barwny), system wskaźników Sperry (EFIS) z komputerem, system łączności radiowej.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Dash-8 jest jednym z opracowanych ostatnio samolotów nowej generacji do komunikacji lokalnej. Wykorzystano w nim doświadczenia nabyte podczas konstruowania, produkcji i eksploatacji samolotu Dash-7. Prace nad projektem samolotu rozpoczęto na przełomie lat siedemdziesiątych i osiemdziesiątych. Prototyp oblatano 1983.07.20. Dash-8 ma stanowić w Kanadzie wypełnienie luki między 19-miejscowym samolotem Twin Otter a 50-miejscowym Dash-7. Samolot Dash-8 spełnia wymagania przepisów FAR-25, FAR-36 i SFAR-27. Certyfikat typu uzyskano w Kanadzie jesienią 1984 r. W połowie 1983 r. wytwórnia miała już zamówienia na 53 samoloty i opcje na 66 dalszych. Pierwszy samolot dostarczono odbiorcy jesienią 1984 r., były nim linie lotnicze NorOntair. Dash-8 jest oferowany w dwóch podstawowych wersjach: Com-muter — do komunikacji lokalnej (wyposażenie IFR, ładunek płatny 3102 kg) i Corporate — przeznaczony dla USA, zasięg zwiększony kosztem liczby miejsc pasażerskich, dodany pomocniczy zespół napędowy (APU). Wnętrze kabiny pasażerskiej jest przystosowane do przebudowy na wersję transportową.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	25,90 m
Długość	22,25 m
Wysokość	7,44 m
Rozpiętość usterzenia	7,92 m
Srednica kadłuba	2,69 m
Rozstaw podwozia	7,88 m
Baza podwozia	7,95 m
Srednica śmigieł	3,96 m
Prześwit śmigieł	0,94 m
Długość wnętrza kabiny	9,19 m
Szerokość wnętrza kabiny	2,49 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,88 m
Powierzchnia skrzydła	54,35 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	13,94 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	14,12 m ²
Pojemność kabiny pasażerskiej	36,8 m ³
Pojemność bagażnika	8,5 m ³
Wydłużenie skrzydła	12,34
Wydłużenie usterzenia	4,50
Masa własna	9151 kg
Masa paliwa maks.	2662 kg
Masa handlowa (pasażerowie)	3549 kg

Masa handlowa (ładunek)	3855 kg
Masa startowa maks.	13 834 kg
Masa do lądowania maks.	13 607 kg
Masa bez paliwa maks.	12 700 kg
Obciążenie powierzchni maks.	254,5 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	4,64 kg/kW
Prędkość przelotowa maks. (H = 4575 m)	500 km/h
Prędkość min. (z klapami)	134 km/h
Wznoszenie maks.	10,5 m/s
Wznoszenie z jednym silnikiem wyłączonym	2,7 m/s
Długość pasa startowego (klapy 15°, FAR-25, ISA)	826 m
Długość pasa do lądowania (klapy 35°, FAR-25, ISA)	908 m
Zasięg maks. (4709 l paliwa)	3354 km
Zasięg maks. (3270 l paliwa)	2409 km
Zasięg z maks. liczbą pasażerów	1112 km
Długość lotu maks.	9 h 54'
Poziomy hałas w linii bocznej podczas startu	86 EPNdB
podczas podejścia	80 EPNdB
	91 EPNdB
	H.M.



Zastosowanie nowych materiałów konstrukcyjnych jest uwarunkowane praktycznym opanowaniem ich technologii. Dlatego publikujemy dane dotyczące zarówno cech konstrukcyjnych, jak i technologii i sposobu zastosowania tworzyw kompozytowych złożonych z włókna węglowego i żywicy polimiidowej.

Prace nad usprawnieniem technologii wytwarzania poliimidu grafitowego umożliwiły zastosowanie tego materiału w lotnictwie i kosmonautyce. Poliimid wzmocniony grafitem rozszerza zakres zastosowań kompozytów w konstrukcjach lotniczych i kosmicznych. Z wyjątkiem aluminium wzmocnionego borem, materiału znajdującego ograniczone zastosowanie, obecnie prowadzone są prace nad kompozytami, których głównym składnikiem są epoksydy.

Ze względu na żywicę wzmacniającą, zastosowanie tych materiałów jest ograniczone maksymalną temperaturą ok. 177°C (350°F), przy której epoksydy zachowują swoje użytkowe właściwości mechaniczne. Temperatura ok. 177°C (350°F) może okazać się zbyt wysoka dla struktur lotniczych, dla których przewidywany czas bezpiecznego użytkowania wynosi 50 000 ÷ 70 000 h.

Wilgoć absorbowana przez kompozyt obniża właściwości mechaniczne żywicy i dlatego, chcąc zachować czas bezpiecznego użytkowania, maksymalną temperaturę należy obniżyć do ok. 138°C (280°F) lub niżej.

Odporność cieplna poliimidów grafitowych jest znacznie większa od odporności cieplnej kompozytów epoksydowych. Maksymalna temperatura, przy której poliimidy grafitowe zachowują swoje użyteczne właściwości mechaniczne, wzrasta do 232 ÷ 260°C (450 ÷ 500°F).

W odniesieniu do elementów strukturalnych statków kosmicznych wielokrotnego użycia w okresie użytkowania 100 ÷ 1000 h, maksymalna temperatura pracy 315°C (600°F) przyjmowana jest za wystarczającą.

Poliimidy grafitowe stosowane jako materiały konstrukcyjne w statkach kosmicznych jednorazowego użycia dobrze znoszą krótkookresowy wzrost maksymalnej temperatury pracy do 482 ÷ 538°C (900 ÷ 1000°F). W wyniku zastosowania najlepszych konwencjonalnych kompozytów o łącznej masie 1810 kg, masa orbitalnego statku kosmicznego (rys. 1) zmalała o 1220 kg. Prace badawcze Rockwell International (Downey, Calif) wskazują, że zastosowanie na tym statku poliimidów grafitowych obniżyłoby masę konstrukcji o ok. 6350 kg. Obniżenie masy o 1350 kg można uzyskać przez modyfikację konstrukcji, a o 5000 kg — przez wymianę zespołów.

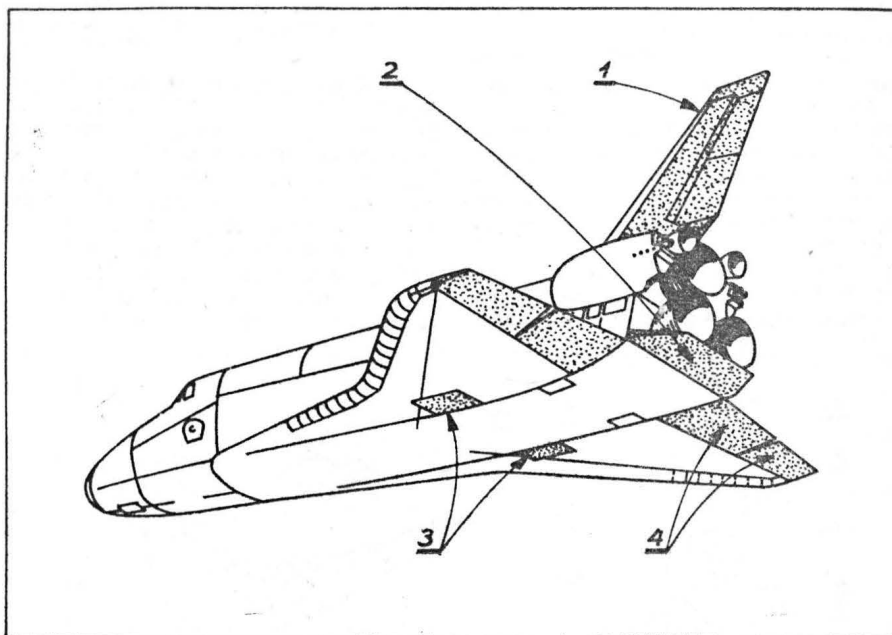
Zastosowanie poliimidu grafitowego dotyczy modyfikacji usterzenia pionowego, klapy tylnej, sterolotek, pokrywy podwozia głównego oraz wymiany zespołów skrzydeł i kadłuba.

Największe zmniejszenie masy można uzyskać w wyniku zastosowania opracowanego ostatnio (NASA-Ames) materiału izolacyjnego o gęstości 128 kg/m³. Materiał ten nadaje się do

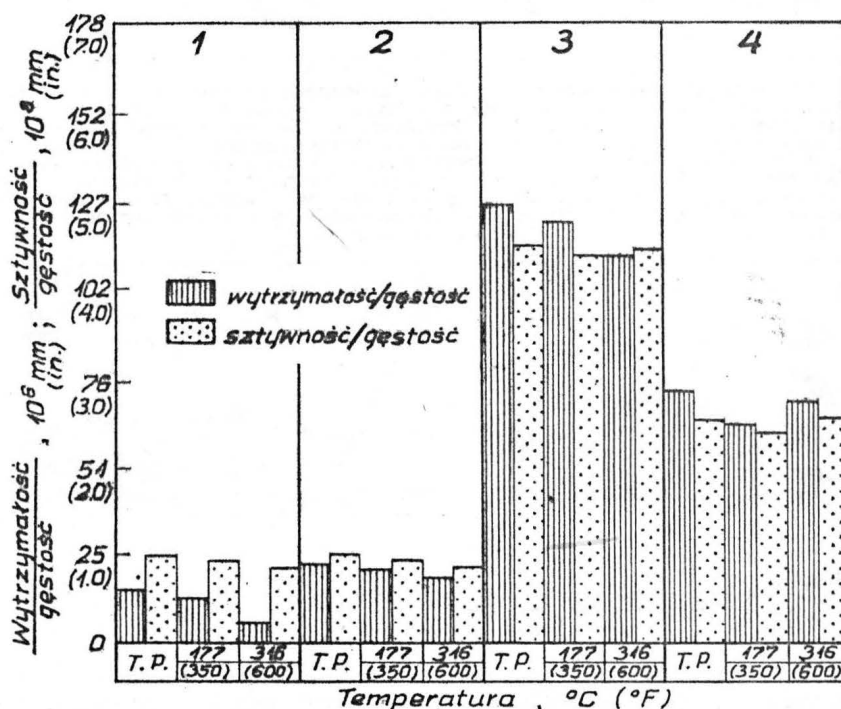
wielokrotnego użycia w postaci płytek izolacyjnych. Dzięki odporności cieplnej i sztywności, płytki te mogą być bezpośrednio powiązane z konstrukcją. Ich wytrzymałość jest dwukrotnie większa niż płytek dotychczas stosowanych (gęstość 144 kg/m³) i dlatego mogą być odpowiednio cieńsze. Bezpośrednie łączenie płytek izolacyjnych do konstrukcji może być stosowane w odniesieniu do materiału dotychczas stosowanego i poliimidu gra-

fitowego. Kompensuje ono różnice w rozszerzalności cieplnej konstrukcji i izolacji, odkształcenia mechaniczne, zmniejsza masę i obniża koszt wytwarzania.

Od połowy lat siedemdziesiątych stało się możliwe zastosowanie w konstrukcjach kosmicznych wielu poliimidów grafitowych. Rockwell wybrał materiał Larc-160, wynalazek NASA-Langley, produkowany przez filię NASA-Lewis pod nazwą PMR15. Ma-



Rys. 1. Zmodyfikowana konstrukcja wahadłowca. Kompozyty z poliimidu grafitowego i bezpośrednie połączenie płytek izolacji cieplnej z konstrukcją powodują znaczne zmniejszenie masy własnej statku: 1 — usterzenie ogonowe (400 kg), 2 — kłapa tylna (216 kg), 3 — pokrywy podwozia głównego (122 kg), 4 — dwa segmenty sterolotek (480 kg)



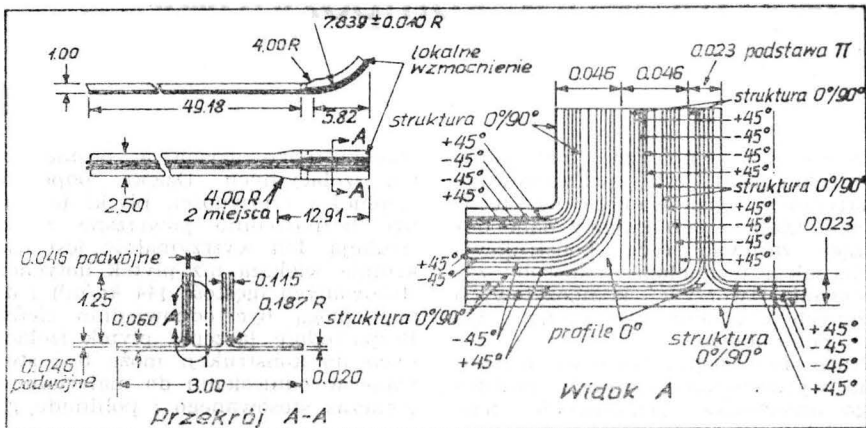
Rys. 2. Właściwości mechaniczne laminatów Celion/Larc-160, stopów aluminium i stopów tytanu; (in.) (°F), T.P. — temperatura pokojowa: 1 — stop aluminium 2024-T6, 2 — stop tytanu 6Al-4V, 3 — Celion/Larc-160 0° wzdużne ukierunkowanie włókien, 4 — Celion/Larc-160 ukierunkowanie włókien: dwie warstwy 0°, jedna warstwa — 45°, jedna warstwa +45°, jedna warstwa 0°

teriał ten jest prosty technologicznie i nadaje się do wytwarzania laminatów z pustymi przestrzeniami. Ze względu na dużą odporność na utlenianie w temperaturze 315°C (600°F), wybrane zostało również włókno grafitowe Celion produkowane przez firmę Celanese. Właściwości mechaniczne laminatów Celion/Larc-160, stopów aluminium i stopów tytanu przedstawiono na rys. 2.

Początkowo planowano wykorzystanie polimidów grafitowych w konstrukcji klapy tylnej i lotek. Kłapa (rys. 3) ma ok. 2,1 m szerokości, 6,4 m długości i 0,46 m grubości. Masa klapy wykonanej jako konstrukcja warstwowa z polimidu grafitowego (polimidowy wypełniacz ulowy wzmocniony włóknem szklanym) wynosiłaby 162 kg, natomiast masa konstrukcji dotychczasowej wynosi 211 kg.

Po zastosowaniu polimidu grafitowego masa wykonanej w postaci płytek izolacji termicznej klapy zmalała z 469 kg do 302 kg. W odniesieniu do dwóch segmentów sterolotek (długość jednego segmentu 8,3 m), zmniejszenie masy struktury wyniosło 232 kg, a zmniejszenie masy izolacji termicznej 248 kg.

W celu zademonstrowania przydatności technologii polimidowo-grafitowej został zaprojektowany, wykonany



Rys. 5. Wzór typu II. Żebro klapy tylnej o długości 1397 mm. Wzór redukuje siły odrywające, eliminuje elementy wymagające dodatkowego łączenia: 1 - lokalne wzmocnienie, 2 - podwójne, 3 - podstawa, 4 - struktura, 5 - profile 0°

i poddany próbnym segment kłapy o wymiarach 432 x 1372 x 1524 mm. Segment był konstrukcją warstwową (wypełniacz ulowy), dźwigar tylny wykonany został z laminatu, natomiast dźwigar przedni i krawędź natarcia zostały mechanicznie wzmocnione. Żebra były konstrukcją warstwową zakończone kształtownikami II.

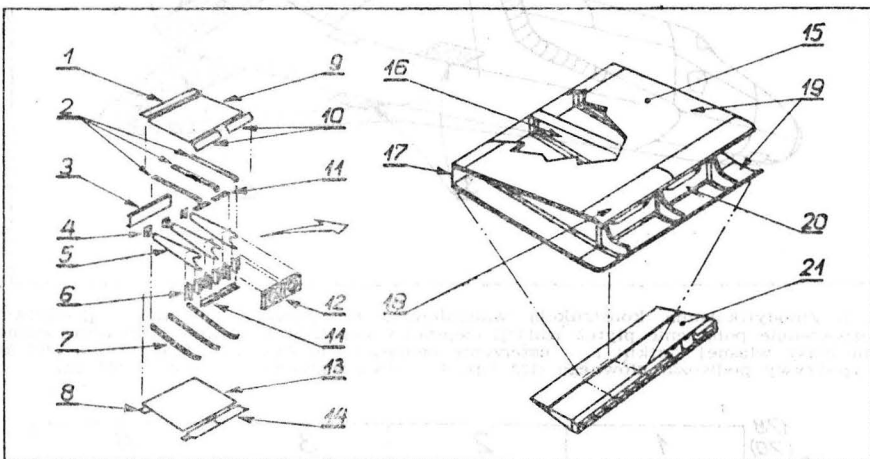
Połączenia między żebrawymi, dźwigarami i panelami zrealizowano za pomocą kształtowników T, U i II. Stosowanie kształtownika II eliminuje naprężenia rozciągające w węzłach łączących elementy konstrukcyjne, ogranicza liczbę połączeń, umożliwia formowanie próżniowe. Segment klapy przeszedł próby obejmujące obciążenie orbitalne niszczące w temperaturze pokojowej i w temperaturze 260°C (500°F), 400 cykli obciążenia dopuszczalnego w temperaturze 260°C (500°F) i 125 termicznych cykli w zakresie temperatur -107÷316°C (-160÷600°F). Próby takie pozwalają określić odporność materiału na zmęczenie akustyczne.

W ostatnich latach dla Celionu i Larc-160 opracowano wiele metod utwardzania i imidowania (imidowanie jest to proces, w wyniku którego żywica przekształca się w materiał o budowie usieciowanej). Jednostopniowy proces imidowania i utwardzania zapewnia wysoką jakość i możliwość uzyskania pustych przestrzeni. Dwustopniowy proces imidowania i utwardzania wymaga mniej precyzyjnego utrzymania parametrów procesu i wielokrotnego próżniowego kształtowania. Rockwell zaproponował metodę polegającą na miejscowym imidowaniu w niskiej próżni, w temperaturze 220°C (425°F) w czasie 1 h, a następnie utwardzaniu pod ciśnieniem 1,4 MPa w temperaturze 288°C (550°F) w czasie 2 h. Wytworzone tak składniki wymagają powtórnego utwardzenia w temperaturze 315°C (600°F) w czasie 4 h. Dla tej metody została opracowana bezpustowa technika kształtowania (rys. 4). Porowate przekładki zostały wykonane z polimidowej folii (Kapton z otworami w podziałce ok. 25 mm).

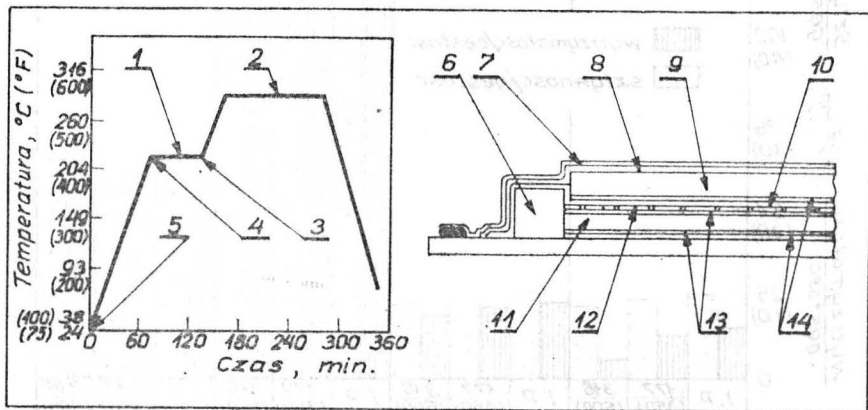
Odpowiednia regulacja przepływu żywicy i równomierne usuwanie składników lotnych zapewniają możliwość wyeliminowania porowatych przekładek z oprzyrządowania procesu.

W trakcie formowania elementów o złożonych krzywiznach, podczas utwardzania pod działaniem ciśnienia 1,4 MPa, uzyskano pozytywne rezultaty stosując przekładkę z gumy o dużej odporności na działanie wysokich temperatur. Proces utwardzania i oprzyrządowanie przebadano w trakcie wykonywania żebra klapy tylnej o długości 1397 mm (rys. 5).

Element typu II składający się z elementu typu U i dwóch elementów typu L jest zakrzywiony z przodu i ma zmienną grubość od 6 do 3 mm. Elementy typu II postanowiono wy-

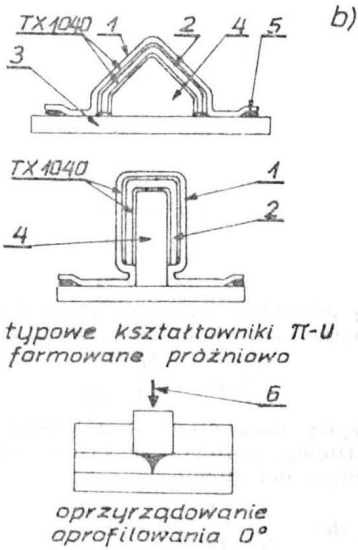
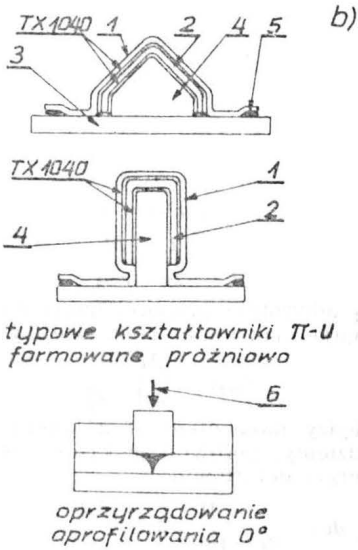
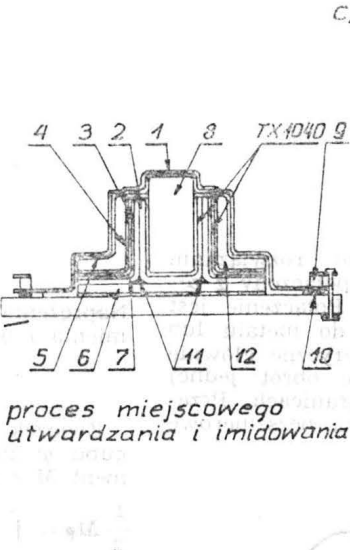


Rys. 3. Elementy składowe segmentu klapy poddanej próbnym: 1 - listwa łącząca, 2 - kształtowniki II łączone z żebrami, 3 - tylny dźwigar, 4 - kształtowniki łączone z tylnym dźwigarem, 5 - żebra, 6 - kształtowniki łączone z przednim dźwigarem, 7 - kształtowniki II łączone z żebrami, 8 - listwa łącząca, 9 - pokrycie górne, 10 - oprowalowanie przednie, 11 - kształtowniki łączone z dźwigarem przednim, 12 - ścianki przedniego dźwigara, 13 - pokrycie dolne, 14 - oprowalowanie przednie, 15 - segment klapy poddany próbnym, 16 - żebra (warstwowe), 17 - tylny dźwigar (laminatowy), 18 - oprowalowanie przednie (warstwowe), 19 - panele pokrycia (warstwowe), 20 - przedni dźwigar (warstwowy), 21 - kłapa



Rys. 4. Proces miejscowego imidowania i utwardzania oraz oprzyrządowanie procesu (°F): 1 - miejscowe imidowanie w temperaturze 217°C (425°F) w czasie 1 h, 2 - utwardzanie w temperaturze 288°C (550°F) w czasie 2 h, 3 - stosowanie ciśnienia 1,4 MPa (w autoklawie), 4 - stosowanie próżni >0,08 MPa, 5 - stosowanie próżni <0,007 MPa, 6 - ustalacz, 7 - worek wykonany z Kaptonu, 8 - odpowietrznik (181), 9 - płyta przekładkowa, 10 - odpowietrznik (120), 11 - laminat, 12 - perforowana folia z Kaptonu, 13 - porowata taśma TX1040, 14 - przekładka z Kaptonu wywołująca poślizg

TABLICA. Kolejne etapy formowania kształtownika π

Swobodne prasowanie laminatu	Formowanie za pomocą worka próżniowego płaskiego laminatu	Formowanie w autoklawie za pomocą worka próżniowego
<p>Podciśnienie 0,068 MPa Formowanie za pomocą worka próżniowego</p> <p>a)</p>  <p>typowe kształtowniki π-U formowane próżniowo</p> <p>oprzyrządowanie aprofilowania 0°</p>	<p>b)</p> 	<p>c)</p>  <p>proces miejscowego utwardzania i imidowania</p>
<p>Objaśnienia do rys. b): 1 — SMC 730, silikonowy worek próżniowy, 2 — trzy warstwy laminatu o ukierunkowaniu ($0^\circ/90^\circ \pm 45^\circ$), 3 — podstawa, 4 — trzpień, 5 — GS37 uszczelka, 6 — 0,7 MPa</p> <p>Objaśnienia do rys. c): 1 — worek próżniowy, Kapton, 2 — ceownik, 3 — perforowany Kapton, 4 — odpowietrznik ze szklanego włókna (120), 5 — odpowietrznik ze szklanego włókna (7781), 6 — nakładka, trzy warstwy o ukierunkowaniu ($0^\circ/90^\circ \pm 45^\circ$), 7 — kątownik, 8 — rdzeń do formowania ciśnieniowego, 9 — docisk uszczelki, 10 — uszczelka GS43, 11 — profile 0°, 12 — przekładka o grubości 0,08 in. z kauczuku fluoroprenowego FMC 165</p>		

konywać w dwóch wersjach z materiału Celion/Larc-160:

— jednokierunkowy Celion 3000 w postaci taśmy 0,05 mm w 4 warstwach o ukierunkowaniu: 0° , $\pm 45^\circ$ i 90° ,

— dwukierunkowy Celion 1000 spleciony z taśmy 0,17 mm i taśmy 0,06 mm w 3 warstwach o ukierunkowaniu: $0^\circ/90^\circ$, $\pm 45^\circ$.

Materiał o jednokierunkowej strukturze nie mógł być uformowany w kształt typu U i L. Materiał o dwukierunkowej strukturze dawał się for-

Uwaga: na rys. uwzględniono dane liczbowe wg systemu ang.

mować w kształt typu II z wolną przestrzenią. Kolejne etapy formowania kształtownika II przedstawiono w tabl.

Ceownik i kątowniki zostały uformowane na gorąco w temperaturze $49 \div 66^\circ\text{C}$ ($120 \div 150^\circ\text{F}$) za pomocą worka próżniowego. Formowane elementy były przetrzymywane na trzpieniu z zastosowaniem przekładek z kauczuku silikonowego, w temperaturze 163°C (325°F), w czasie 1 h, w próżni, w celu uzyskania gładkiej powierzchni zewnętrznej. Uformowane w

ten sposób ceownik i kątowniki mogą być przechowywane w temperaturze pokojowej. W trakcie formowania za pomocą worka próżniowego, połączonego z jednostopniowym miejscowym imidowaniem i utwardzaniem w autoklawie, elementy te są przekształcane w element II. Pozostałe elementy klapy zostały wyprodukowane za pomocą podobnych technik.

Została również rozwinęta technologia remontów konstrukcji wykonanych z materiałów poliimidowo-grafitowych. Po usunięciu uszkodzonego materiału i zukosowaniu krawędzi macierzystego laminatu, powstały w ten sposób obszar wypełnia się nowym materiałem, a całą konstrukcję poddaje się procesowi imidowania i utwardzania. Metodę tę stosuje się w odniesieniu do konstrukcji, które mogą być umieszczone w autoklawie.

Dalszy rozwój technik remontowych uwarunkowany jest postępem w dziedzinie klejów utwardzanych w wysokiej temperaturze w próżni. Prace Rockwella dowodzą, że wzmocniony włóknom grafitowym Celion/Larc-160 może być formowany ciśnieniowo w metalowych formach w celu otrzymania typowych elementów konstrukcji lotniczych.

W wyniku badań uzyskano wartość wytrzymałości giętej ok. 552 MPa i modułu giętego ok. 68 000 MPa w temperaturze 316°C (600°F).

Pomimo iż techniki bezupustowego kształtowania wywołują pewne ukierunkowanie włókien, powyższe wartości nie mają charakteru izotropowego.

Opracował Hubert Diutowski

LITERATURA

1. R. K. FROST, D. H. WYKES: Fabrication of Bonded Graphite — Polyimide Structures for Advanced.
2. S. R. GRAVES, W. H. MORITA: Analysis, Design, and Test of a Graphite — Polyimide Shuttle Orbiter Body Flap Component.
3. American Machinist, January 1983.

Wznowienie lotów STOL z Montrealu

W prasie kanadyjskiej ukazała się informacja, że tamtejsze Ministerstwo Transportu zamierza doprowadzić do wznowienia lotów „center to center” między Montreala a Ottawą. Otwarte ma być także podobne połączenie między Montreala a Toronto. Loty STOL między Montreala a Ottawą odbywały się eksperymentalnie przez 2 lata w połowie lat siedemdziesiątych (patrz TLiA nr 4/1978 r.).

W Montrealu jako pole wzlotów ma służyć, jak poprzednio, krótka droga startowa koło mostu Victoria. W Ottawie i Toronto STOL-e będą korzystały z położonych blisko śródmieścia małych lotnisk: na Toronto Island i Uplands w Ottawie. Połączenia te mają być uruchomione w listopadzie br.

Lot STOL-em z Montrealu do Toronto ma trwać ok. 70 min. Oznacza to oszczędność ok. 1 h w porównaniu z podróżą normalnym samolotem. Oszczędność wynika głównie ze skrócenia czasu dojazdów do i z miejsca startu i lądowania. Tak np. dojazd z centrum miasta do montrealckiego STOL-u zabiera tylko 5 min.

Jak dotąd jedna z firm, której nazwy nie ujawniono, zgłosiła zainteresowanie obsługą lotów STOL w Montrealu. Ma być wyremontowana droga startowa oraz wybudowany hangar i wieża kontrolna. Koszt tych przygotowań oceniony jest na 32 mln CAD. Mają one spowodować uruchomienie 160 nowych miejsc pracy. Publikowanie tego ostatniego wskaźnika świadczy o uwadze, jaką mu się poświęca.

Najprawdopodobniej eksploatowane będą Dash-7. Na tych właśnie 50-miejscowych samolotach we wrześniu ub.r.

montrealaska firma City Express rozpoczęła loty STOL między Ottawą a Toronto. 30 marca br. podjęła ona także weekendowe loty z lotniska Dorval w Montrealu do Toronto.

Mieszkańcy i przedsiębiorstwa ulokowane w rejonie projektowanego portu lotniczego Montrealu, w dzielnicy Point St. Charles, chcą znać efekty zwiększonego hałasu i zanieczyszczenia atmosfery, zwłaszcza że ich zdaniem jest tam już dostatecznie brudno i głośno (znajdują się w niej kolejowe zakłady naprawcze oraz pracująca cała dobę huta szkła). Inni oponenty zwracają także uwagę, że otwarcie nowego portu lotniczego osłabi ruch na lotnisku Dorval i będzie godziło w interesy zarówno linii kolejowej Via Rail, jak i Air Canada. Ich zdaniem Dorval położony jest dostatecznie blisko śródmieścia (ok. 14 km), aby mógł służyć STOL-om. Wydaje się, że do otwarcia planowanych połączeń jednak dojdzie.

Warto w przyszłości śledzić to przedsięwzięcie. Jest to w końcu jedna z nielicznych realnych prób rozwiązania problemu sprawnej komunikacji lotniczej na krótkie odległości, oderwania jej od dużych i przeważnie przeladowanych, a najczęściej i odległych od miasta portów lotniczych, do których dojazd trwa czasem dłużej niż lot samolotem. Warto śledzić to przedsięwzięcie także w związku z sytuacją naszych niektórych połączeń krajowych (np. z Warszawy do Krakowa i Katowic), których zamknięcie nie wydaje się możliwe, a utrzymanie w dotąd praktykowany sposób także może być niemożliwe.

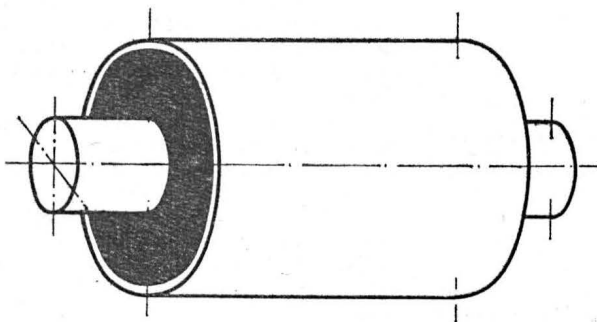
Inż. Jan Zwierzyński

Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (II)

Mgr inż. BOGUSŁAW POLETAJEW
Mgr inż. STANISŁAW TRĘBACZ
OBR WSK Świdnik

Obliczenia przegubu elastomerycznego

Przegub elastomeryczny w najprostszym rozwiązaniu (rys. 13) przedstawia pusty walec gumowy połączony z zewnętrzną i wewnętrzną obejmą metalową. Połączenie jest osiągane przez przywulkanizowanie gumy do metalu lub za pomocą wprasowania. Przeguby elastomeryczne głównie są używane jako połączenie dopuszczające obrót jednej względem drugiej części w określonych granicach. Przeguby takie nie potrzebują smarowania i są bezszmerowe w pracy.



Rys. 13. Przegub elastomeryczny w najprostszym rozwiązaniu

Przeguby elastomeryczne wykorzystywane są na zasadzie elementów sprężystych i obliczenia konstrukcyjne sprowadzają się do obliczeń:

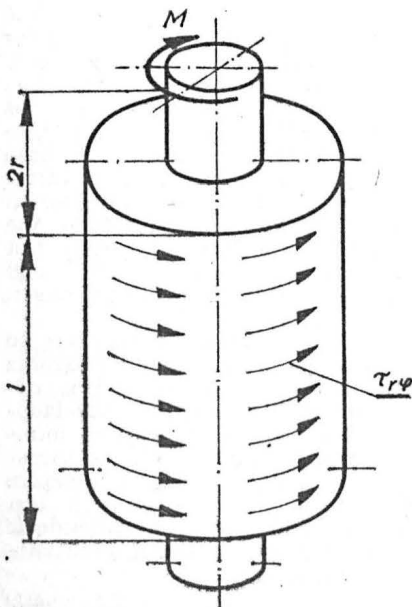
- na skręcanie współosiowe,
- obciążenia wzdłużne,
- obciążenia boczne.

Obliczenia przegubu elastomerycznego na skręcanie współosiowe

Oznaczamy:

- r_1 — promień zewnętrzny cylindra gumowego,
- r_2 — promień wewnętrzny cylindra gumowego,
- l — długość przegubu.

Po przecięciu przegubu powierzchnią cylindryczną o promieniu r , naprężenia statyczne $\tau_{r\varphi}$ wyrównowazają przyłożony do przegubu moment skręcający M :



Rys. 14. Schemat obciążeń i naprężeń do obliczeń przegubu elastomerycznego skręcanego współosiowo

$$\tau_{r\varphi} \cdot 2\pi r^2 \cdot l = M \quad (1)$$

$$\tau_{r\varphi} = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{M}{r^2 \cdot l} \quad (2)$$

Naprężenia są odwrotnie proporcjonalne do kwadratu promienia i osiągają maksimum obok obejmy wewnętrznej:

$$\tau_{\max} = \frac{M}{2\pi l} \cdot \frac{1}{r_1^2} \quad (3)$$

Związek między momentem M a kątem skrócenia przegubu φ znajdziemy, porównując pracę jaką wykona moment M z energią deformacji:

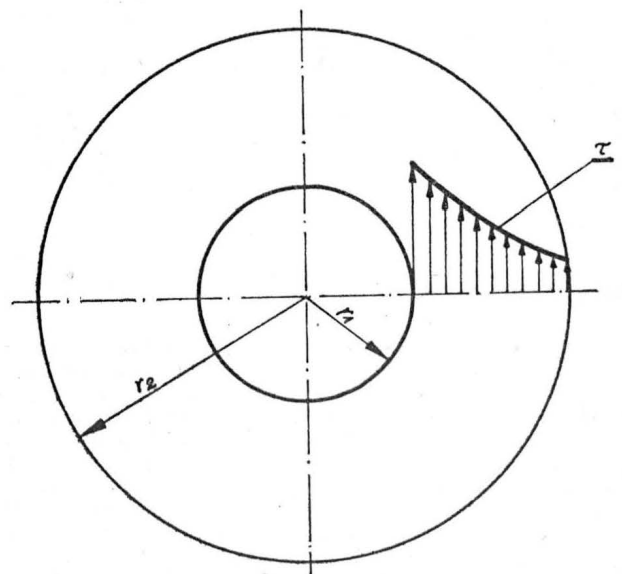
$$\begin{aligned} \frac{1}{2} M\varphi &= \int_v \frac{\tau^2}{2G} dv = \frac{1}{2G} \frac{M^2}{4\pi^2 l^2} 2\pi l \int_{r_1}^{r_2} \frac{r^2 dr}{r^3} = \\ &= \frac{M^2}{4\pi G l} \frac{r_2^2 - r_1^2}{2r_1^2 \cdot r_2^2} \quad (4) \end{aligned}$$

gdzie:

- v — objętość gumy,
- $dv = 2 \cdot r \cdot l \cdot dr$ — elementarna objętość gumy liczona do przekroju na promieniu r ,
- G — moduł sprężystości poprzecznej.

Z rozwiązania równania (4) otrzymamy:

$$\varphi = \frac{M}{4\pi G l} \cdot \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_1^2 \cdot r_2^2} \quad (5)$$



Rys. 15. Rozkład naprężeń wzdłuż obejmy przegubu

Obliczenie naprężeń i przemieszczeń przy obciążeniu osiowym

Po przecięciu przegubu cylindrycznego płaszczyzną na promieniu r warunek równowagi przedstawia się następująco:

$$P = \tau_{rz} \cdot 2\pi l \cdot r \quad (6)$$

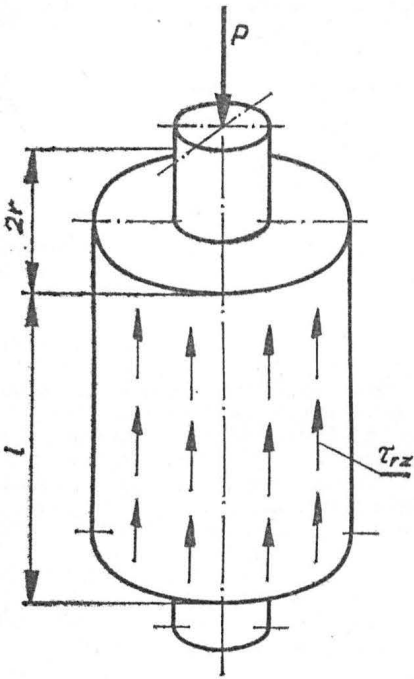
stąd

$$\tau_{rz} = \frac{P}{2\pi l} \cdot \frac{1}{r} \quad (7)$$

Maksymalne naprężenie styczne jest odwrotnie proporcjonalne do promienia i osiąga maksimum obok obejmy łożyska:

$$\tau_{\max} = \frac{P}{2\pi l} \cdot \frac{1}{r_1} \quad (8)$$

Wartość przemieszczenia osiowego wyznaczmy z porównania pracy siły obciążającej z energią potencjalną deformowanej gumy:



Rys. 16 Schemat obciążeń i naprężeń do obliczeń przegubu elastomerycznego poddanego obciążeniom osiowym

$$\frac{1}{2} P \cdot \Delta = \int_0^l \frac{\tau^2}{2G} dv = \frac{1}{2G} \frac{P^2}{2\pi l} \int_{r_1}^{r_2} \frac{r^2}{r} dr = \frac{P^2}{4\pi G l} \ln \frac{r_2}{r_1} \quad (9)$$

stąd

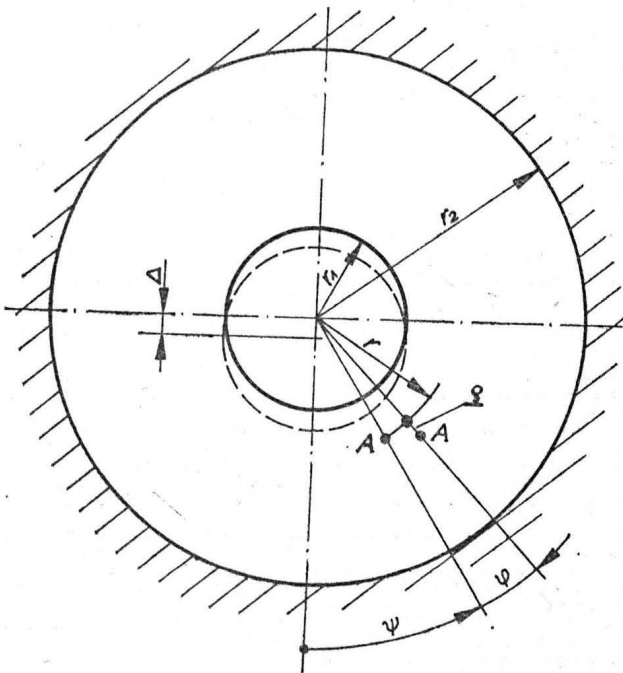
$$\Delta = \frac{P}{2\pi G l} \ln \frac{r_2}{r_1} \quad (10)$$

Formuła (10) jest słuszna przy małych, jak i przy dużych deformacjach.

Obliczenie przegubu elastomerycznego na obciążenia boczne

O ile obliczenia przegubu na skręcanie współosiowe momentem M i obciążenie osiowe siłą P wyznacza się w prosty sposób, o tyle obliczenia na obciążenia boczne związane są z dużymi trudnościami. Dlatego też obliczenia przeprowadzone zostaną do dwóch najbardziej zbliżonych do rzeczywistych przypadków:

a) długość przegubu l jest nieskończenie duża w po-



Rys. 17. Przemieszczenia przegubu elastomerycznego przy obciążeniach bocznych

równaniu z jego średnicą $2r_2$, i wystąpią tylko przesunięcia w kierunku obwodowym i promieniowym;

b) długość przegubu l nie jest nieskończenie duża w porównaniu z jego średnicą $2r_2$ i wystąpią wówczas dodatkowo przemieszczenia osiowe.

● Rozpatrzmy przypadek a):

Założmy, że przegub został unieruchomiony na obejmie zewnętrznej, a obejmę wewnętrzną przemieszcza się pod działaniem siły P w kierunku pionowym (rys. 17).

Kątowe przemieszczenia φ wynoszą:

— na promieniu zewnętrznym:

$$\varphi = f_1(r) \sin \psi \Big|_{r=r_2} = 0$$

$$\rho = f_2(r) \cos \psi \Big|_{r=r_2} = 0$$

— na promieniu wewnętrznym:

$$\varphi = f_1(r) \sin \psi \Big|_{r=r_1} = \frac{\Delta}{r_1} \sin \psi$$

$$\rho = f_2(r) \cos \psi \Big|_{r=r_1} = \Delta \cos \psi \rightarrow \Delta = f_2(r) \quad (11)$$

gdzie: Δ — wartość przemieszczenia promieniowego obejmę wewnętrzną.

Z warunków brzegowych wynika, że:

— dla $r = r_2$:

$$f_1(r_2) = 0 \quad f_2(r_2) = 0$$

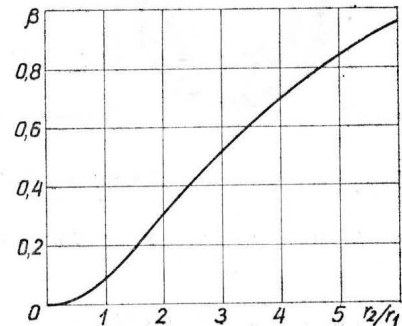
— dla $r = r_1$

$$f_1(r_1) = -\frac{1}{r_1} f_2(r_1)$$

Wartości przemieszczenia promieniowego Δ wyznacza się, rozwiązując równania składowych deformacji:

$$\epsilon_r = \frac{\partial \rho}{\partial r} = f_2'(r) \cos \psi$$

$$\epsilon_\varphi = \frac{\rho}{r} - \frac{\partial \varphi}{\partial \psi} \left[\frac{1}{r} f_2(r) + f_1(r) \right] \cos \psi \quad (12)$$



Rys. 18. Zależność współczynnika β od stosunku promieni obejm r_2/r_1

w przypadku płaskiej deformacji dla $\epsilon_r + \epsilon_\varphi = 0$

$$f_2'(r) + \frac{1}{r} f_2(r) + f_1(r) = 0 \quad (13)$$

Ze względu na skomplikowane przekształcenia pominiemy obliczenia i podamy końcowy wynik:

$$f_2(r) = -\frac{P}{4\pi G l} \left[\ln \frac{r}{r_2} + \frac{r_2^2 - r_1^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} - \frac{r^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} + \frac{r_1^2 \cdot r_2^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \cdot \frac{1}{r^2} \right] \quad (14)$$

Na podstawie równania (13) wyznaczmy funkcję:

$$f_1(r) = \frac{P}{4\pi G l} \left[\frac{1}{r} \ln \frac{r}{r_2} + \frac{3r_2^2 + r_1^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \cdot \frac{1}{r} - \frac{3}{2(r_1^2 + r_2^2)} r - \frac{r_1^2 \cdot r_2^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \cdot \frac{1}{r^3} \right] \quad (15)$$

Przemieszczenie Δ wg wzoru (11) wynosi:

$$\Delta = f_2(r_1) = \frac{P}{4\pi G l} \cdot \beta \quad (16)$$

gdzie:

$$\beta = \ln \frac{r_2}{r_1} - \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_1^2 + r_2^2} \quad (17)$$

jest współczynnikiem zależnym od stosunku r_2/r_1 .

Przy wartościach $\frac{r_2}{r_1} \leq 2$ wartość β wynosi:

$$\beta \approx \frac{8}{3} \left(\frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} \right)^2 \quad (18)$$

Dla obliczeń praktycznych wartość przemieszczeń promieniowych $\left(\frac{r_2}{r_1} = 2 \div 6 \right)$ należy wyliczać ze wzoru:

$$\Delta = P \frac{2}{3\pi Gl} \left(\frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} \right)^3 \quad (19)$$

Obliczenia dla przypadku a) są dokładne pod warunkiem braku ograniczeń w funkcjach $f_{1(r)}$ i $f_{2(r)}$.

● Rozpatrzmy przypadek b)

Wartości przemieszczeń kąтового φ i promieniowego ϱ wyniosą odpowiednio:

$$\varphi = f_1^*(r) \sin \psi \quad (20)$$

$$\varrho = f_2(r) \cos \psi$$

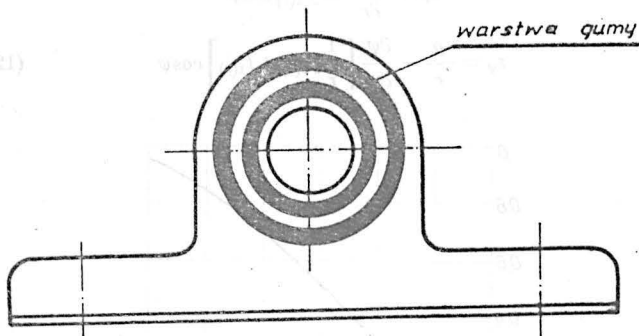
zaś przesunięcie osiowe w :

$$w = f_3(r) \cdot z \cdot \cos \psi \quad (21)$$

Wykorzystując część rozwiązań dla przegubu długiego, otrzymamy przemieszczenia φ i ϱ proporcjonalne do funkcji:

$$\Theta_1 = - \left[\frac{1}{r} \ln \frac{r}{r_2} + \frac{3r_2^2 + r_1^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \frac{1}{r} + \frac{3}{2(r_1^2 + r_2^2)} r + \frac{r_1^2 r_2^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \cdot \frac{1}{r^3} \right] \quad (22)$$

$$\Theta_2 = \ln \frac{r}{r_2} + \frac{r_2^2 - r_1^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} - \frac{1}{2(r_1^2 + r_2^2)} r + \frac{r_1^2 r_2^2}{2(r_1^2 + r_2^2)} \frac{1}{r^3}$$



Rys. 19. Konstrukcja przegubu znacznie zwiększająca jego podatność boczną

Funkcje te spełniają warunki brzegowe:

$$\Theta_1(r_2) = 0 \quad \Theta_2(r_2) = 0 \quad (23)$$

$$\Theta_1(r_1) + \frac{1}{r} \Theta_2(r_1) = 0$$

a także warunek stałości objętości przy deformacji płaskiej

$$\Theta_2' + \frac{1}{2} \Theta_2 + \Theta_1 = 0 \quad (24)$$

Przyjmując że:

$$f_1^*(r) = A \cdot \Theta_1(r) - B \frac{1}{r} \Theta_2(r) \quad (25)$$

$$f_2^*(r) = (A + B) \Theta_2(r)$$

gdzie A i B są współczynnikami stałymi, otrzymamy równania składowych deformacji liniowych:

$$\begin{aligned} \epsilon_r &= (A + B) \Theta_2' \cos \psi \\ \epsilon_\varphi &= -A \Theta_2' \cos \psi \\ \epsilon_z &= -B \Theta_2' \cos \psi \end{aligned} \quad (26)$$

Rozwiązując te równania na bazie energii deformacji gumy potencjału siły P otrzymamy:

$$\Delta = (A + B) \left(\ln \frac{r_2}{r_1} - \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_1^2 + r_2^2} \right) \quad (27)$$

dla $\frac{r_2}{r_1} < 2$ otrzymamy:

$$A = \frac{P}{4\pi Gl} \frac{l^2 + \frac{6}{5} (r_2 - r_1)^2}{l^2 + 6(r_2 - r_1)^2}$$

$$B = \frac{P}{4\pi Gl} \frac{3(r_1 + r_2)^2}{l^2 + 6(r_2 - r_1)^2} \quad (28)$$

Wstawiając te wartości do zależności (27) i obliczając, że:

$$\ln \frac{r_2}{r_1} - \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_1^2 + r_2^2} \approx \frac{8}{3} \left(\frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} \right)^2 \quad (29)$$

otrzymamy:

$$\Delta = \frac{2}{3} \frac{P}{\pi Gl} \frac{l^2 + 3(r_1 + r_2)^2}{l^2 + 6(r_2 - r_1)^2} \frac{(r_2 - r_1)^2}{(r_2 + r_1)^2} \quad (30)$$

i promieniową sztywność przegubu:

$$c = \frac{P}{\Delta} = \frac{3}{2} \pi Gl \frac{l^2 + 6(r_2 - r_1)^2}{l^2 + 3(r_1 + r_2)^2} \frac{(r_2 + r_1)^3}{(r_2 - r_1)^3} \quad (31)$$

Z otrzymanego wyrażenia widać, że wzór (19) wprowadzono dla nieskończenie długiego przegubu, a wyrażenie przydatne jest tylko wtedy, gdy stosunek

$$\frac{1}{r_1 + r_2} > 6$$

Dla krótszych przegubów możliwość wzdlużnych przemieszczeń doprowadza do zwiększenia podatności.

Ze wzoru (30) wynika, że podatność promieniowa przegubu elastomerycznego jest proporcjonalna do sześcienu grubości warstwy gumy. Dlatego też konstruując przegub z warstwą gumy rozdzieloną pierścieniem stalowym otrzymamy boczną podatność w przybliżeniu 4 razy mniejszą niż gdy byłoby to przegub pojedynczy z warstwą gumy o podwójnej grubości. Jednakże podatność skrotna obu przegubów jest identyczna, dlatego też przeguby podwójne i wyższe praktycznie stosuje się wtedy, gdy podatność boczną doprowadza się do minimum.

Zastosowanie

Przeguby elastomeryczne znalazły zastosowanie w konstrukcji samochodów, statków pływających, w lotnictwie i astronautyce. Coraz szerzej przeguby te są stosowane w piastach wirników śmigłowców. To ostatnie zastosowanie zastępuje przeguby z łożyskami tocznymi i powoduje znaczne usprawnienie konstrukcji.

Francuska firma Aerospatiale zastosowała w piście typu starflex przegub osiowy w postaci przegubu elastomerycznego.

Amerykańska firma Sikorsky Aircraft stosuje w nowych konstrukcjach śmigłowców S-70, S-76 płyty z łożyskami elastomerycznymi.

Firma Bell opracowała wirnik z przegubami elastomerycznymi.

W astronautyce przeguby elastomeryczne znalazły zastosowanie w zawieszaniach silników makietowych.

Zalety i wady przegubu elastomerycznego

- Zalety przegubu elastomerycznego:
 - upraszcza konstrukcję, zastępując elementy toczne i ślizgowe elastomerem, nie stwarza problemów rozwoju luzów, nie wymaga smarowania i obsługi,
 - jest lżejszy od typowych przegubów,
 - ma wysoką zdolność tłumienia drgań,
 - ma zdolność powrotu do stanu wyjściowego po zaniku obciążeń,
 - ma długą żywotność techniczną,
 - jest łatwy do wymiany,
 - jest bezpieczny w eksploatacji, gdyż uszkodzenie warstwy elastomeru nie stwarza zagrożenia dalszej pracy, a ponadto uszkodzenia elastomeru przy pracy zmęczeniowej są sygnalizowane przez zewnętrzny osad w postaci proszku.
- Wady przegubu elastomerycznego

Dobór tworzywa, konstrukcja, technologia wytwarzania i badania następczą wiele trudności. Szczególnie wiele trudności powoduje dobór tworzywa w zapewnieniu pracy w określonym zakresie temperatur otaczającego powietrza.

LITERATURA

1. B. BECKER: Elastomere — ihre Eigenschaften, Verarbeitung und Anwendung in der Dichtungstechnik. VDI-Z, 7/1977, s. 363÷369
2. Z. BRODZKI: Śmigłowcowe łożyska elastomerowe. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 3/1976 r., s. 14÷16
3. J. KUJAWSKI, M. OLEJNIK: Analiza przemieszczeń i naprężeń w warstwie ścisłanej i przykładowe obliczenia nośności podkładki gumowej. *Przegląd Mechaniczny*, 2/1978 r., s. 13÷14, 23÷24
4. G. MALTER, J. JENTZSCH: Gummifedern als Konstruktionselement. Teil 1 — *Maschinenbautechnik*, 3/1976 r., s. 109÷112; Teil 2 — *Maschinenbautechnik*, 5/1976 r., s. 225÷228
5. S. D. PONOMARIEW i in.: Ręczniki na procność w maszynostrojeniu, t. II. Moskwa, 1958 r.
6. Katalogi firm: Division of Barry Wright Corp., Lord Kinematics, Paulstra, Trelleborgs Gummifabriks AB
7. Patenty: USA: 3.111.172 z 1963 r., 3.200.887 z 1965 r., 3.700.352 z 1971 r., 3.778.189 z 1972 r., 3.782.854 z 1972 r., 4.142.833 z 1977 r., 4.227.857 z 1977 r., 4.235.570 z 1978 r., 4.242.047 z 1979 r.; Anglia: 1.563.315 z 1976 r.; Włochy: 8.106.899 z 1981 r., 2.073.121 z 1981 r.

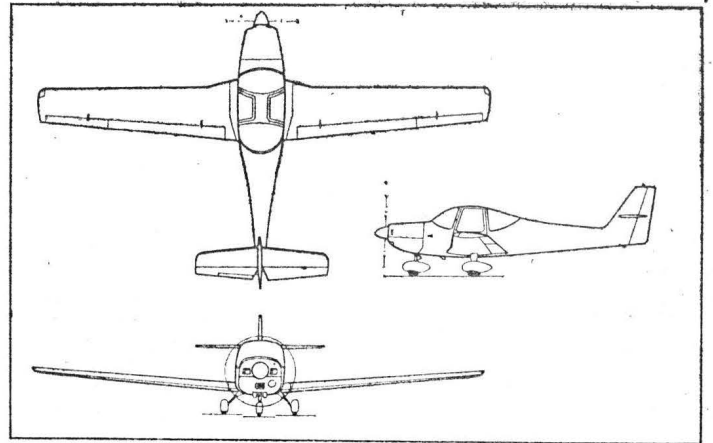
Grob G112 • RFN •

Dwumiejscowy samolot szkolny z silnikiem tłokowym

W kwietniu ub.r. rozpoczęto próby nowego samolotu do szkolenia wstępnego, G112, firmy Burkhart Grob Flugzeugbau. Jego konstrukcja jest oparta na konstrukcji samolotu G110, którego rozwój został zaniechany na rzecz G112. G112 jest dwumiejscowym dolnopłatem z silnikiem tłokowym i stałym podwoziem z kołem przednim. Prosty płat z dużymi klapami i lotkami można złożyć wzdłuż kadłuba za pomocą elektrycznie napędzanego mechanizmu.



Skorupowy kadłub jest wykonany z laminatu. Kabina z siedzeniami obok siebie i pomieszczeniem na 30 kg bagażu została starannie zaprojektowana pod względem ergonomicznym. Usterzenie jest konwencjonalne. Do napędu zastosowano czterocylindrowy silnik Grob 2500 o mocy



66 kW (90 KM) z dwułopatowym śmigłem o stałej prędkości obrotowej, również firmy Grob. Za silnikiem znajduje się zbiornik paliwa o pojemności 100 l. Seryjna produkcja samolotu miała być uruchomiona jesienią 1985 r.

Dane techniczne

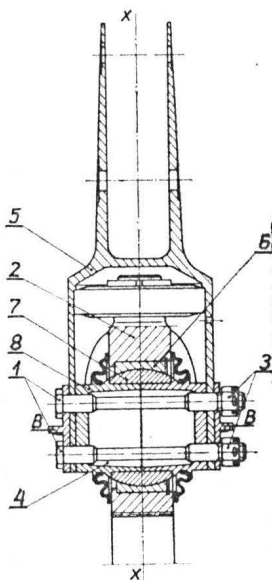
Rozpiętość	11,00 m
Długość	6,89 m
Wysokość	2,16 m
Powierzchnia nośna	12,37 m ²
Masa własna	530 kg
Masa do startu	750 kg
Prędkość przelotowa maks.	220 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	185 km/h
Zasięg	1550 km

W.K.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

cd. z III s. okł.

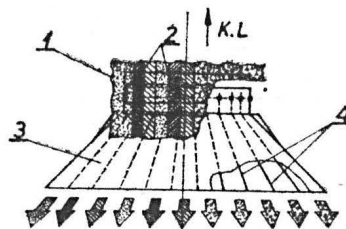
Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 21/1982 r., w klasie F 16 C, pod nr W.67860.



• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania sposób optymalnego określenia rozkładu poprzecznego nawozów sypkich wysiewanych ze statku powietrznego (wynalazcy: J. Hol-

dan i R. Stygar). Sposób wykorzystuje znane metody odczytów wyników z linii pomiarowej rozkładu poprzecznego oraz określenia ich parametrów metodami statystycznymi.

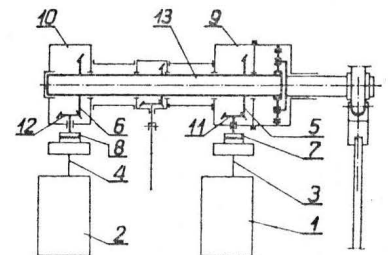
W zbiorniku 1 ustawia się przegrody 2 dzielące zbiornik na jednakowe przestrzenie objętościowe, łączy z kanałami 4 rozrzutnika 3, wysypuje się w nie, barwiony na kilka kolorów, materiał sypki i następnie podczas lotu wysypuje na linię pomiarową, po czym zebrany z kubków pomiarowych barwiony nawóz sypki segreguje się pod względem kolorów i określa się ich rozkład poprzeczny poszczególnych kanałów rozrzutnika.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 22/1982 r., w klasie B 05 B, pod nr P.234325 T.

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosiła do opatentowania układ napędowy śmigłowca z silnikami tło-

kowymi (wynalazcy: S. Trębacz i W. Kawała). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania układu, o prostej konstrukcji, złożonego z wałów napędowych, wału napędzanego, sprzęgieł oraz przekładni — dogodnego do montażu i demontażu zespołów napędu oraz poprawia warunki eksploatacyjne.



Układ charakteryzuje się tym, że silniki tłokowe 1 i 2 z poziomymi wałami napędowymi 3 i 4 oraz zębate przekładnie kątowe 9 i 10 są usytuowane jedna nad drugą w pionowej płaszczyźnie symetrii kadłuba. Zębate koła stożkowe 5 i 6 przekładni kątovej 9 i 10 są osadzone na wale napędzanym 13, zaś zębate koła stożkowe 11 i 12 są związane z wałami napędowymi 3 i 4 za pomocą sprzęgieł jednokierunkowych 7 i 8.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, podano w BUP nr 22/1982 r., w klasie B 64 C, pod nr P.234347 T.

W.Z.]

Polska lotnicza działalność techniczna jesienią 1939 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

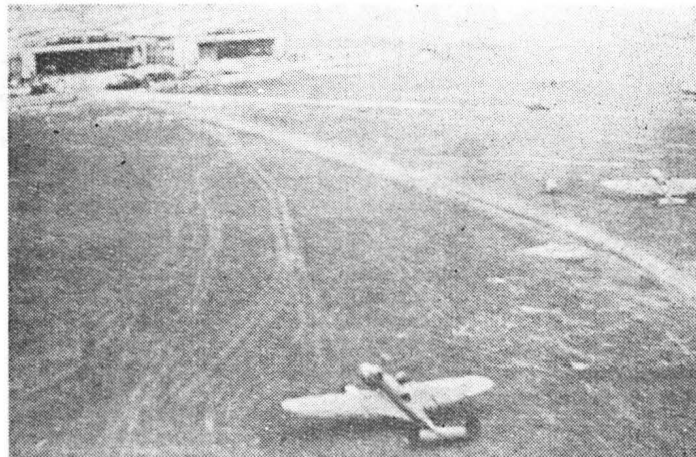
Ukrywanie szybowców i samolotów

Po przejściu frontu niemieckiego przez ziemie polskie we wrześniu 1939 r. niewielka liczba polskich szybowców i samolotów nie została przejęta przez wojska niemieckie. Po zakończeniu działań wojennych członkowie aeroklubów i entuzjaści lotnictwa, którzy pozostali w kraju, chcieli ten sprzęt przechować. W Krośnie Józef Kusiba wraz z kolegą przyczynili się do przechowania trzech szybowców szkolnych (typu Wrona i Zaba) na terenie kopalni ropy naftowej MacAllan, zaś w Goleszowie jedną Salamandrę ukrył zamieszkały w pobliżu szybowiska gospodarz Staniecsek.

Trudniej było ukryć samoloty, choćby ze względu na ich większe wymiary. W Lubelskiem były pozostawione przez lotnictwo wojskowe w lesie dwa samoloty bombowe Łoś. Samoloty zostały zamaskowane. Jak podaje red. Jerzy Rozwadowski, ruch oporu szukał na początku listopada 1939 r. chętnych do uruchomienia tych samolotów i próby ucieczki na nich z okupowanego kraju. Jednakże piloci z Warszawy poddali w wątpliwość, czy samoloty przetrwały tyle czasu bez opieki i były nie uszkodzone. Sądzono, że okoliczna ludność już wiele elementów zabrała. Ponadto nie był znany stan techniczny samolotów, a problemem byłoby zdobycie odpowiedniej ilości benzyny lotniczej. Fakt istnienia tych samolotów potwierdza protokół z konferencji dotyczącej łączności lotniczej z krajem, odbytej w Belgradzie 29.V ÷ 2.VI.1940 r. przez przedstawicieli komendy ZWZ w kraju i Polskich Sił Zbrojnych na Zachodzie, w którym odnotowano: „Było kilka Łosi pochowanych po lasach, ale nie wiadomo, czy ich obecny stan jest taki, aby je można było wykorzystać”.

Pod Warszawą na skraju Lasu Kabackiego (w pobliżu Powsina, gdzie stały na początku września 1939 r. samoloty Aeroklubu Warszawskiego ewakuowane z lotniska Mokotowskiego) został ukryty w stogu jeden RWD-8. Po zakończeniu działań wojennych pilot Aeroklubu Warszawskiego, instruktor harcerski, Tadeusz Derengowski pilnował tego samolotu, nocując przy nim. Dopiero nadejście przymrozków w listopadzie zmusiło go do pozostawienia samolotu. Do wykorzystania samolotu do lotu za granicę nie doszło. Prawdopodobnie został zdemontowany i zniszczony, aby nie wpadł w ręce niemieckie.

Na zachód od Warszawy pod Skierniewicami (a może pod Sochaczewem) był ukryty w stogu słomy samolot RWD-13. Jesienią 1939 r. była rozważana możliwość wykonania na nim lotu za granicę. Samolot podobno przetrwał do wiosny 1940 r. Dalszy jego los jest nieznany.



Rys. 1. Lotnisko Okęcie po zajęciu przez Niemców we wrześniu 1939 r. Widoczne pozostawione samoloty Łoś. Foto ze zbiorów J. Cynka

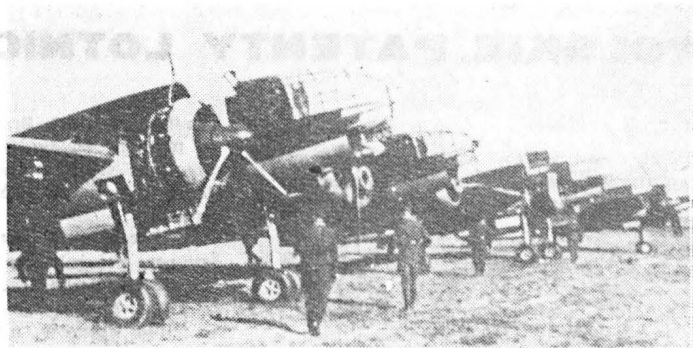
Niszczenie samolotów przejętych przez Niemców

W Dęblinie lotnictwo niemieckie przejęło ponad 30 samolotów PWS-26 i kilkanaście innych typów (PZL P.7a, Potez 25, LWS-4A Żubr), które zostały zmagazynowane w hangarach i Polacy nie mieli do nich dostępu.

Inaczej wyglądała sytuacja w wytwórniach lotniczych. Tam Niemcy zatrudnili sporą liczbę polskich robotników, byłych pracowników PZL, do porządkowania wytwórni i lotniska oraz usuwania zniszczonych samolotów.

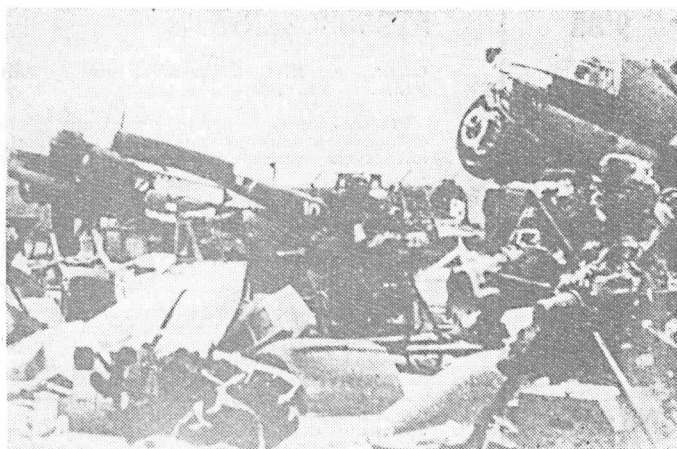
W Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu na lotnisku znajdował się jeden Łoś rozbity przy starcie i dwa zniszczone podczas ewakuacji, stojące na skraju lasu. Ponadto w budynkach wytwórni znajdowały się samoloty pozostawione w trakcie montażu oraz spora liczba elementów do budowy Łosi. Niemieckie kierownictwo, które objęło wytwórnię, wydało polecenie zachowywania elementów samolotów Łoś z myślą o odsprzedaży Rumunii, która w tej sprawie zwróciła się do Niemców. Tymczasem jeden z majstrów z brygady likwidującej zbyteczny złom zwrócił się do swego niemieckiego kierownika z zapytaniem co robić z częściami od samolotu PZL-37. Gdy otrzymał polecenie, aby je niszczyć, przystąpił z kolegami do dzieła. Dzięki temu udało się złomować większość części od Łosia. Potem Niemcy zaczęli się interesować gdzie są elementy od Łosi, wówczas ujawniło się, że sami kazali je złomować.

Na lotnisku Okęcie w Warszawie w październiku 1939 r. Niemcy, w celu porządkowania terenu Wytwórni Płatow-



Rys. 2. Niedokończone Łosie na Okęcie oglądają żołnierze niemieccy. Fot. ze zbiorów J. Cynka

ców PZL, Wytwórni Silników PZL, Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych (RWD), Polskich Linii Lotniczych LOT oraz 1 Pułku Lotniczego, zwolnili byłych robotników tych instytucji, aby utworzyć brygady robocze. Ponieważ bez pracy nie można było zdobyć środków na utrzymanie siebie i swych rodzin — zgłosiło się wielu chętnych. Oprócz brygad remontowych utworzono też brygadę do likwidacji zniszczonych samolotów. Polski majster kierujący brygadą, gdy otrzymał polecenie ładowania złomu lotniczego na wagony, podjął decyzję rozpoczęcia pracy od niedokończonych Łosi stojących na lotnisku. Chciał je zniszczyć, aby Niemcy nie mogli ich wykorzystać. Kadłuby cięto pilami i siekierami, a do rozczłonkowania skrzydeł, zbyt ciężkich do ręcznego przenoszenia, uzyskał materiały wybuchowe do rozsadzenia skrzydeł. Po wybuchu pozostawały fragmenty dające się przenosić. Przy okazji chorąży Andrzej Buczyński (były pracownik PZL) wymontował z rozbitych samolotów trzy karabiny maszynowe zabierając je dla organizacji konspiracyjnych. Złomowanie starano się wykonać możliwie szybko. Zniszczono je w niepełny miesiąc. Gdy szczątki ostatniego samolotu ładowano na wagon, zjawiała się niemiecka inspekcja poszukująca Łosi. Okazało się, że ostatni Łoś został już złomowany. Wówczas sytuacja stała się bardzo napięta. Polska brygada wybroniła się, że wy-



Rys. 3. Zdemontowane Łośie przed wytwórnią PZL na Okęciu

Jednym z objawów spontanicznego niszczenia polskiego sprzętu lotniczego, aby nie skorzystali z niego Niemcy, było w październiku 1939 r. podpalenie przez modelarza z Aeroklubu Warszawskiego dolnych pasów dźwigarów skrzydeł szybowca dwumiejscowego Mewa, znajdującego się w hangarze w Starej Miłosnej k. Warszawy.

Ukrywanie dokumentacji

Podczas porządkowania i remontu wytwórni lotniczych przejętych przez Niemców, jesienią 1939 r. polscy robotnicy ukrywali dokumentację polskich samolotów. W PZL w Mielcu w piwnicach budynków fabrycznych została ukryta dokumentacja Łośia w postaci tzw. wórnych kalek zwanych siepią. W PZL na Okęciu-Paluchu Niemcy kazali niszczyć polską dokumentację. Wówczas byli pracownicy PZL z grupy porządkującej zakład, Hieronim Pieczeńczyk i Antoni Szynekarek, wywieźli sporą jej część i ukryli w piwnicy Pieczeńczyka przy ul. Rakowieckiej w Warszawie. Niestety spłonęła ona podczas Powstania Warszawskiego.

ZRÓDŁA

1. Relacje J. Rozwadowskiego, A. Kulikowskiego, A. Szynekarka, H. Wylazłowski i S. Lassoty
2. P. MATUSAK: Ruch oporu w przemyśle wojennym okupanta. Warszawa 1983 r.
3. J. TUCHOLSKI: Cichociemni. Warszawa, 1984 r.
4. A. ZIENTEK: Wielka przegrada. Warszawa, 1985 r.

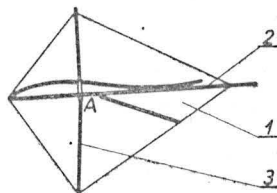
konywała polecenie zwierzchników. Natomiast Niemiec — zwierzchnik brygady — został aresztowany. Po trzech dniach jednak zwolniono go, ale zdjęto ze stanowiska. Niemcy z Okęcia wzięli jednego Łośia, który był kompletny i na którym wykonywali loty nad Warszawą na początku listopada 1939 r.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania układ wspomagający sterowaniem miękkołpatem (autor: J. Wolf). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia skuteczności sterowania lotnią i ułatwienia wykonywania manewrów.

Układ wyposażony w statecznik kierunku 1, zamocowany do tylnej części kila 2, charakteryzuje się tym, że ma przegub A w środkowej części kila 2. Tak zamocowany statecznik kierunku 1 uruchamiany jest różnicą napięć powłoki obu skrzydeł, która powstaje w czasie bocznego przesunięcia ciała pilota na sterownicy 3.

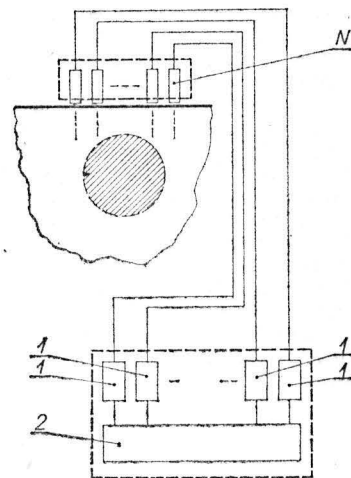
Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr



26/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr P.231654.

● Uniwersytet Gdański zgłosił do opatentowania sposób i urządzenie do wykrywania stref zmęczenia w elementach maszyn i konstrukcji (autor L. F. Lipiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania sposobu i urządzenia bezpośredniego oraz natychmiastowego wyznaczania stopnia oraz strefy zmęczenia w określonym elemencie maszyny, czy też konstrukcji. Sposób polega na tym, że kolejno wprowadza się w badany element fale poprzeczne i podłużne o różnych długościach i porównuje się przyrosty tłumienia na obydwu rodzajach fal. Stosunek tych przyrostów jest miarą stopnia zmęczenia badanego elementu.

Urządzenie ma N przetworników ultradźwiękowych połączonych w jeden zespół 3, przy czym każdy z tych przetworników pracuje na innej częstotliwości i jest sprzężony z przyporządkowanym mu indywidualnym układem wzbudzająco-odbiorczym 1 i wspólnym układem wskazująco-porównawczym 2.



Skrót opisu wynalazku, chronionego 6 zastrzeżeniami, podano w BUP nr 17/1983 r., w klasie G01N, pod nrem P.240254. [W.Z.]

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: HAL — Indies Flugzeugindustrie. TLIA, XL Jhrg., 1985, H. 9, S. 3
Es wird die Entwicklungsgeschichte sowie die gegenwärtige Produktion von Flugzeugen und Flugmotoren der Hindustan Aeronautics Ltd. dargestellt.

GRAFSTEIN J.: Überblick über die gegenwärtigen Navigationssysteme im militärischen Luftfahrtwesen (I). TLIA, XL Jhrg., 1985, H. 9, S. 5

In dem Aufsatz werden 11 Navigationssysteme vorgestellt, die gegenwärtig in ein- und doppelsitzigen Flugzeugen, hergestellt in den westlichen Ländern, Anwendung finden. Der grösste Teil dieser Systeme wird bei der Berücksichtigung ihrer neueren und nicht konventionellen Anordnungen, ihrer Wirkungsweise und gegenseitiger Zusammenarbeit, genau beschrieben. Es wird auch die Stellung der Navigation unter den anderen Funktionen der Bordausrüstung sowie die Aufteilung und die Entwicklungsrichtung der Navigationssysteme erörtert.

POLETAJEW B., TREBACZ S.: Elastische Gelenke- der Aufbau und Bestimmung (II). TLIA, XL Jhrg., 1985, H. 9, S. 18

Im 2. Teil des Aufsatzes wird die Berechnungsfolge des Gelenkes bei koaxialer Verdrehung und bei axialen und seitlichen Belastungen vorgestellt. Es wird auch ein Überblick über die elastischen Gelenke mit Angabe ihrer Vor- und Nachteile sowie ihrer Anwendungsmöglichkeit angeführt.

GLASS A.: Polnische Flugzeugtechnische Tätigkeit im Herbst 1939. TLIA, XL Jhrg., 1985, H. 9, S. 22

Es werden einige Formen des Entgegenwirkens der Vernichtung durch die Deutschen der Errungenschaften der polnischen Luftfahrttechnik im Herbst 1939, wie das Verstecken von Flugzeugen, Segelflugzeugen und Dokumentation, als auch spontane Aktionen der Zerstörung polnischer Flugzeuge, um die deutsche Kriegsbeute zu vermindern, geschildert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: HAL — Авиационная промышленность Индии. TLIA, т. 40, 1985 г., № 9, с. 3

Описана история развития и настоящая продукция самолетов и авиационных заводов Хиндустан Аэронавтикс.

ГРАФФСТЕЙН Е.: Обзор современных систем навигации, применяющихся в военной авиации (I ч.). TLIA, т. 40, 1985 г., № 9, с. 5

В статье даются характеристики 11 систем навигации, в настоящее время применяющихся в 1-2-местных военных самолетах в западных странах. Большинство из систем описано более широко, даются описания конструкции новых и неконвенциональных схем, а также их работы. Указывается место навигационного оборудования среди других систем бортового оборудования а также систематика и направления развития систем навигации.

ПОЛЕТАЕВ Б., ТРЕБАЧ С.: Шарниры из эластиков — конструкция и назначение (II ч.). TLIA, т. 40, 1985 г., № 9, с. 18

Во второй части статьи описана процедура расчетов шарнира для случая соосного кручения и для осевых и боковых нагрузок. Дается обзор шарниров с показанием их положительных и отрицательных свойств, приводятся также возможности использования.

ГЛЯСС А.: Польская авиационная техническая деятельность осенью 1939 г. TLIA, т. 40, 1985 г., № 9, с. 22

Описано несколько форм сопротивления разрушению гитлеровцами достижений польской авиационной техники осенью 1939 г. — прятание самолетов, планеров и технической документации, а также спонтанные акции по разрушению польских самолетов для снижения немецкой военной добычи.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: LOT rozwija skrzydła	1
ZE SWIATA	2
A. Glass: HAL — przemysł lotniczy Indii	3
J. Graffstein: Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (I)	5
PROTOTYPY: Grumman X-29A	9
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Francuskie czasowniki i zwroty lotnicze (III)	10
KARTOTEKA TLIA: CASA-Nurtanio CN-235	11
De Havilland Canada DHC-8 Dash-8	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Nowy materiał kompozytowy	15
Wznowienie lotów STOL z Montrealu	17
B. Poletajew, S. Trębacz: Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (II)	18
PROTOTYPY: Grob G112	21
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	21
A. Glass: Polska lotnicza działalność techniczna jesienią 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	23
Wiktor Narkiewicz (1905÷1985) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty NC 701 (Siebel Si-204D) — rys. K. Cieślak

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

WYDAWNICTWO



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:
mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:
Mgr inż. Z. Głuski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Młkiewicz, mgr inż. A. Mysłorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0726-1300/85. Nakład 6600 egz.
Papier druk. sat. IV kl. 80 g. N-33. Cena pojedynczego egzemplarza zł 80.—
Prenumerata roczna zł 960.—
INDEKS 37909

GLASS A.: HAL — przemysł lotniczy Indii. TLIA, t. XL, 1985, nr 9, s. 3

Przedstawiono dzieje rozwoju oraz aktualną produkcję samolotów i silników lotniczych przez Hindustan Aeronautics Ltd.

GRAFFSTEIN J.: Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (I). TLIA, t. XL, 1985, nr 9, s. 5

W artykule przedstawiono 11 systemów nawigacji aktualnie znajdujących zastosowanie w wojskowych samolotach 1-2-osobowych produkowanych w krajach zachodnich. Większość z tych systemów opisano bardziej szczegółowo, uwzględniając budowę nowszych i niekonwencjonalnych układów, ich działanie oraz wzajemną współpracę. Podano miejsce nawigacji wśród innych funkcji wyposażenia pokładowego oraz podział i kierunki rozwoju systemów nawigacji.

POLETAJEW B., TRĘBACZ S.: Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (II). TLIA, t. XL, 1985, nr 9, s. 18

W cz. II artykułu przedstawiono tok obliczeń przegubu w przypadku skręcania współosiowego oraz przy obciążeniach osiowych i bocznych. Dokonano przeglądu przegubów elastomerycznych określając ich wady i zalety, a także możliwość zastosowań.

GLASS A.: Polska lotnicza działalność techniczna jesienią 1939 r. TLIA, t. XL, 1985, nr 9, s. 22

Przedstawiono kilka form przeciwdziałania niszczeniu osiągnięć polskiej techniki lotniczej przez Niemców jesienią 1939 r., jak ukrywanie samolotów, szybowców i dokumentacji oraz samorzutne akcje niszczenia polskich samolotów dla zmniejszenia niemieckich zdobyczy wojennych.

CONTENTS

GLASS A.: HAL — aircraft industry of India. TLIA, vol. XL, 1985, No. 9, p. 3

The history of development of Hindustan Aeronautics Ltd. and current production of aeroplanes and aircraft engines of this company have been presented.

GRAFFSTEIN J.: Review of the present-day navigation systems used in military aviation (I). TLIA, vol. XL, 1985, No. 9, p. 5

Eleven navigation systems used at present in one or two-seat military aeroplanes which are manufactured in western countries have been presented. Most of these systems have been described in details, including design and operation of the latest or unconventional systems as well as co-operation between systems differing from each other. The position of navigation among other functions of board equipment as well as classification and development trends of navigation systems have been defined.

POLETAJEW B., TRĘBACZ S.: Elastomer couplings — design and application (II). TLIA, vol. XL, 1985, No. 9, p. 18

The procedure of computation analysis of a coupling in the case of co-axial torsion and at axial and side loads has been demonstrated in part II of this article. A review of elastomer couplings has been made, with defining their bad and good points and application possibilities.

GLASS A.: Polish aircraft engineering activity in autumn 1939. TLIA, vol. XL, 1985, No. 9, p. 22

Several forms of counteraction against German extermination of achievements of Polish aviation engineering in autumn 1939 have been presented. This counteraction included hiding of aeroplanes, gliders and documentation and spontaneous actions of destroying Polish aeroplanes to reduce German spoils of war.

cd. na s. 23

cd. z II s. okł.

pracowania, zamykał się na kilka tygodni — złożenie rysował zawsze sam. Większość pracy brał na siebie.

Był czułym, ale nie czulostkowym mężem, wiernym towarzyszem życia, dbającym o córkę i syna ojcem, wymagającym — zwłaszcza od syna — wychowawcą, zręcznym majsterkowiczem, turystą zmotoryzowanym, wodnym i narciarskim. Był wrażliwy na piękno polskiej przyrody. Chętnie pomagał ludziom będącym w potrzebie. Lubił czytać książki historyczne i medyczne.

Pamięć o Nim jest wszędzie tam, gdzie oddziałują Jego dzieła konstruktorskie.

Kalendarium ważniejszych osiągnięć zawodowych

1929÷1939. Współpraca przy konstrukcji, opracowanie dokumentacji konstrukcyjno-warsztatowej i przeprowadzenie prób na hamowni następujących silników:

— P-4, inż. F. Petera, ok. 44 kW (60 KM), homologacja w 1934 r.,

— WZ-7, inż. W. Zalewskiego, ok. 51,5 kW (70 KM),

— WZ-100, inż. W. Zalewskiego, ok. 74 kW (100 KM),

— Avia 3, inż. F. Petera, ok. 46 kW (63 KM),

— doświadczalny silnik wysokoprężny z rozrządem suwakowym dla Politechniki Lwowskiej, próby rozpoczęto w 1939 r.

Samodzielna konstrukcja typoszeregu amortyzatorów lotniczych, stanowiąca wyraźny postęp funkcjonalny i technologiczny. W 1939 r. prawie całe polskie lotnictwo było zaopatrzone w amortyzatory tej konstrukcji (samoloty Karaś i Łoś). Trzy polskie patenty na:

— konstrukcję amortyzatora,

— zawór iglicowy,

— pompę powietrzną do ładowania amortyzatorów do ciśnienia 50 atn.

Opracowanie produkcyjne podwozi samolotów Łoś, Sum i Jastrząb i związanej z nimi hydrauliki.

Przygotowanie do produkcji licencyjnego rozrusznika bezwładnościowego Eclipse, pompy próżniowej typu Romec i hydrauliki lotniczej Dowty.

1941÷1945. Prace konstrukcyjne i badania układów paliwowych silników lotniczych, głównie turbinowych w Wlk. Brytanii.

Trzy patenty na:

— regulator obrotów turbin spalinyowych,

— zawór wysokiego ciśnienia,

— wtryskiwacz do silnika turbinowego.

Udział w uruchomieniu prób na hamowni zdobywczych silników niemieckich Jumo 004B i BMW-003.

1946÷1951. Samodzielne konstrukcje:

— silnik lotniczy WN-1 (PZL-65), 4-cylindrowy, ok. 55 kW (75 KM); wykonano i zbadano 3 egz. prototypów; wykonano prób homologacyjną oraz liczne próby w locie na samolotach Piper Cub i Kos z pozytywnymi wynikami,

— silnik lotniczy WN-2, 7-cylindrowy, ok. 210 kW (285 KM); wykonano 3 egz. prototypów, program został przerwany w okresie prób fabrycznych,

— amortyzatory lotnicze do CSS-10 i CSS-11,

— opracowanie produkcyjne zespołu napędowego do pontonów z silnikiem inż. S. Gajęckiego, ok. 33 kW (45 KM).

Opracowanie licencji:

— silnika lotniczego M11-D, 92 kW (125 KM),

— silnika lotniczego M11-FR, ok. 118 kW (160 KM).

Udział w uruchomieniu prób na hamowni niemieckiego silnika odrzutowego Jumo 004B.

1952÷1957. Projekty koncepcyjne i techniczne:

— silnik lotniczy WN-3, 7-cylindrowy, ok. 250 kW (340 KM) do samolotu Bies, produkcja seryjna od 1957 r.,

— silnik lotniczy WN-4, ok. 236 kW (320 KM) do śmigłowca Żuk, wykonano i zbadano 4 egz. prototypów,

— silnik lotniczy WN-5, 7-cylindrowy, ok. 331 kW (450 KM), wykonano tylko projekt techniczny.

Patenty na sprzęgła do zespołu napędowego śmigłowca BZ-4 Żuk:

— samoczynne sprzęgło hydrauliczne (współautorstwo),

— samoczynne sprzęgło rzęciowe.

1958÷1965. Typoszereg silników WN-6, ok. 132÷162 kW (180÷220 KM):

— silnik lotniczy WN-6B, 6-cylindrowy, płaski (boxer), ok. 132 kW (180 KM) do samolotu M-4 Tarpan. Wykonano i zbadano 10 egz. prototypów. Próby w locie,

— silnik lotniczy WN-6RB, ok. 136 kW (185 KM) z reduktorem, do samolotu Wilga. Badanie 6 prototypów, próba pań-

stwowa, seria informacyjna 20 szt.,

— zespół napędowy, w tym silnik lotniczy WN-6S, ok. 144 kW (195 KM), do śmigłowca Łątką, z wentylatorem i sprzęgiem automatycznym; wykonano i zbadano 3 prototypy,

Przy współpracy z Politechniką Warszawską — dopracowanie profilu krzywek do współdziałania z popychaczami o hydraulicznym kasowaniu luzów i patenty na:

— metodę i aparat do pomiaru przyspieszeń geometrycznych krzywek rozrządu (patent nr 14495),

— urządzenie do badania wytrzymałości zmęczeniowej sprężyn zaworowych oraz kilka świadectw racjonalizatorskich.

Przy współpracy z prof. J. Oderfeldem opracowanie nowej konstrukcji bębna pamięci magnetycznej do maszyn matematycznych. Konstrukcja stanowiła istotny postęp funkcjonalno-technologiczny, została opatentowana (patent nr 53609 z 1967 r.) i wprowadzona do produkcji seryjnej.

Opracowanie (jako główny konstruktor zespołu w Katedrze Teorii Mechanizmów i Maszyn):

— automatu pneumatycznego do przekładania płyt spilśniionych dla wytwórni Nida,

— wzorcowej maszyny obciążnikowej 0-60 kN o działaniu półautomatycznym dla Głównego Urzędu Miar.

1966÷1970. Wraz z A. Moreckim i W. Bajonem w 1967 r. patent (nr 53627 z 1967 r.) na maszynę do wzorcowania dynamometrów (obciążnikową — z minimalną wielkością wzorcowania 1 kN).

1971÷1985. Po przejściu na emeryturę:

— współautor patentu na maszynę do wzorcowania siłomierzy w 1976 r.,

— świadectwo racjonalizatorskie o opracowaniu „bezstykowej metody określania stanu obciążenia wytwarzanego za pomocą wzorów siły” w 1982 r. oraz

— na samocentrumujący element łańcucha umożliwiający quasi-styczne podwieszenie wzorców siły, 1983 r.

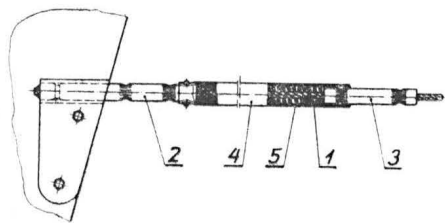
Autor dziękuje wszystkim — a zwłaszcza żonie inż. Wiktora Narkiewicza pani Lucji Narkiewiczowej — za pomoc, bez której to wspomnienie nie mogłoby być napisane.

Dr inż. Jerzy Suski

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

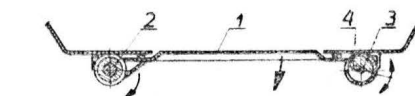
● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. **Uziemniacz samolotu rolniczego** (autor S. Kobiernik). Wzór rozwiązuje zagadnienie polepszenia niezawodności pracy i bezpieczeństwa obsługi.

Uziemniacz składa się z linki 1 zakończonej z dwóch stron zaprasowanymi końcówkami sztywnymi 2 i 3, między którymi umieszczony jest bowden 5 utrzymujący linkę w linki prostej, a całość otulona jest rurką plastikową 4.



Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 21/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr W.67832.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. **Kłapa awaryjnego zrzutu chemikaliów z samolotu rolniczego** (twórcy: T. Małyś, W. Błaszczak i T. Sowa).



Kłapa 1 ma na jednej krawędzi oś obrotu w postaci zawiasy 2, a przeciwległa krawędź kłapy blokowana jest rygłem obrotowym 3 z wycięciem 4, umożliwiającym otwarcie kłapy.

Skrót opisu wzoru, chronionego jednym

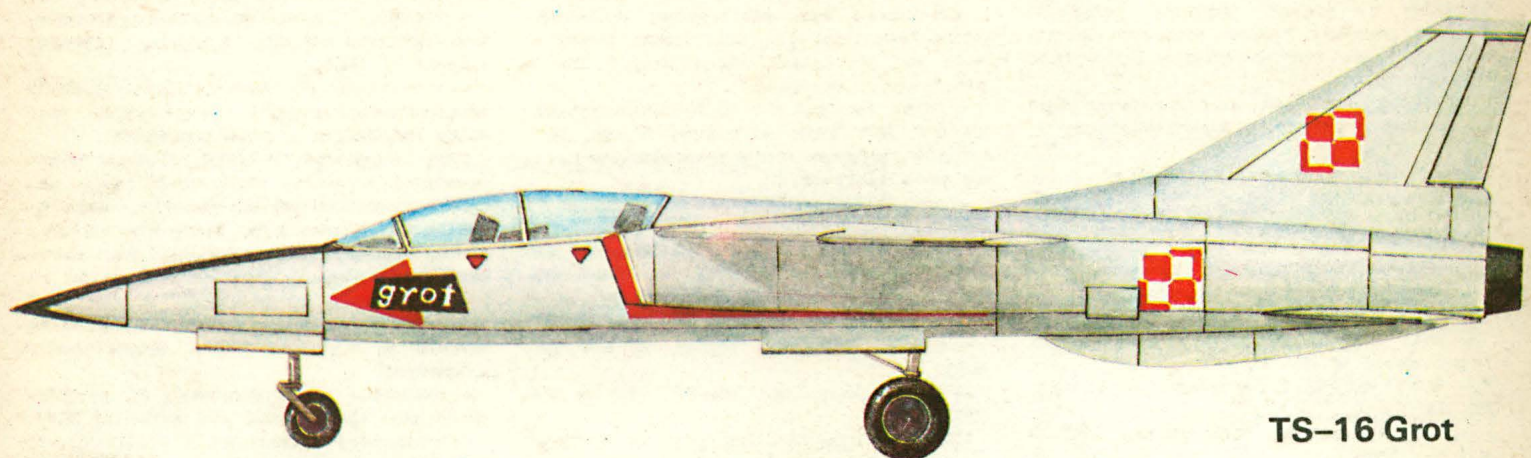
zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 21/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr W.67833.

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. **Piasta wirnika nośnego**, zwłaszcza śmigłowca (twórcy: S. Trębacz i W. Kawała). Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji nie wymagającej stosowania dodatkowego układu tłumienia wahań łopat, o uproszczonej technologii wykonania.

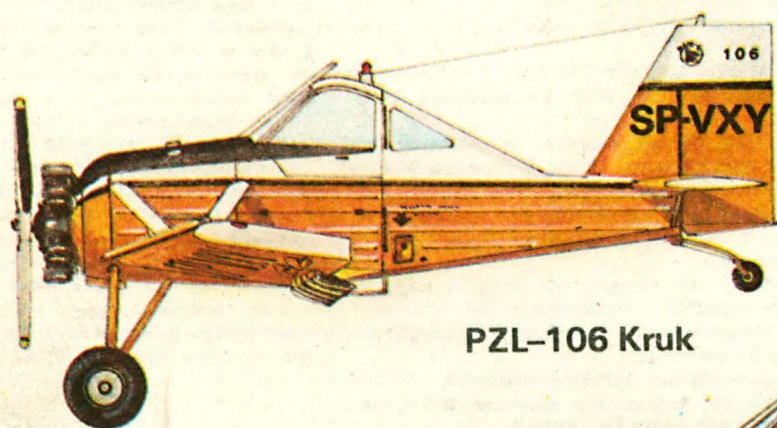
Piasta wirnika nośnego, składająca się z korpusu centralnego z ramionami przegubów kulistych i osiowych oraz dźwigni sterowania, charakteryzuje się tym, że ramię 2 piasty jest zaopatrzone w cylindryczne pionowe gniazdo 6, w którym jest osadzone ślizgowe łożysko kuliste 7. Łożysko to jest połączone z korpusem przegubu osiowego 5 za pomocą pionowego czopa 8 oraz śrub 1 i nakrętek 3. Czop 8 jest dzielony w poziomej płaszczyźnie x-x, w której to płaszczyźnie ma cylindryczne wybranie 4.

cd. na s. 21

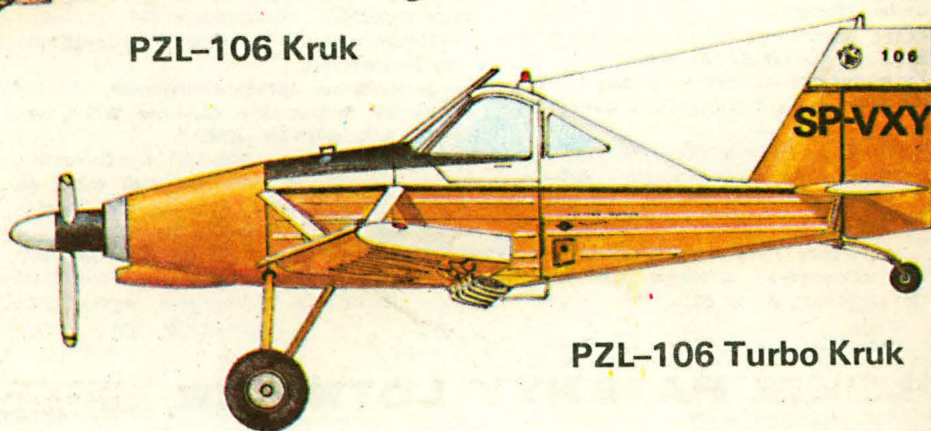
Makiety samolotów PZL



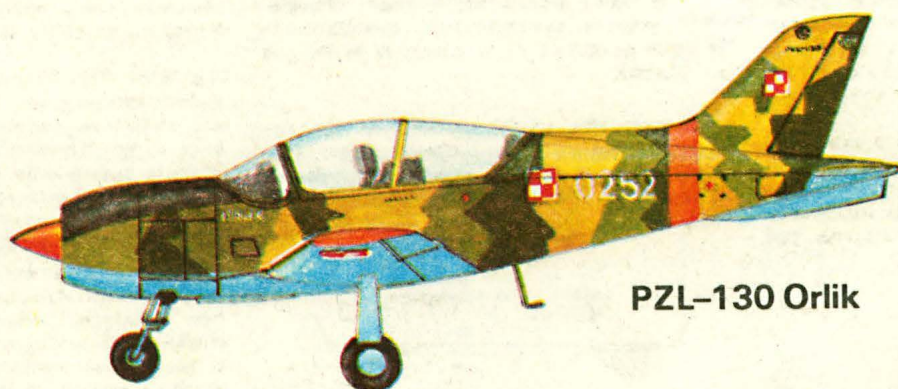
TS-16 Grot



PZL-106 Kruk



PZL-106 Turbo Kruk



PZL-130 Orlik