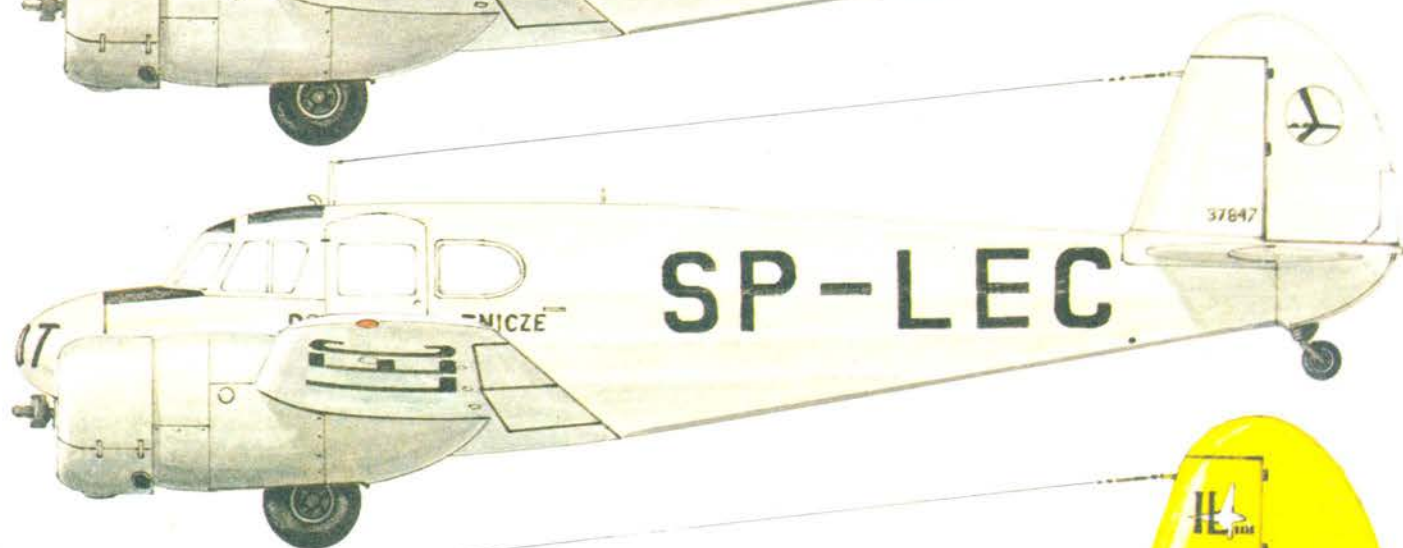
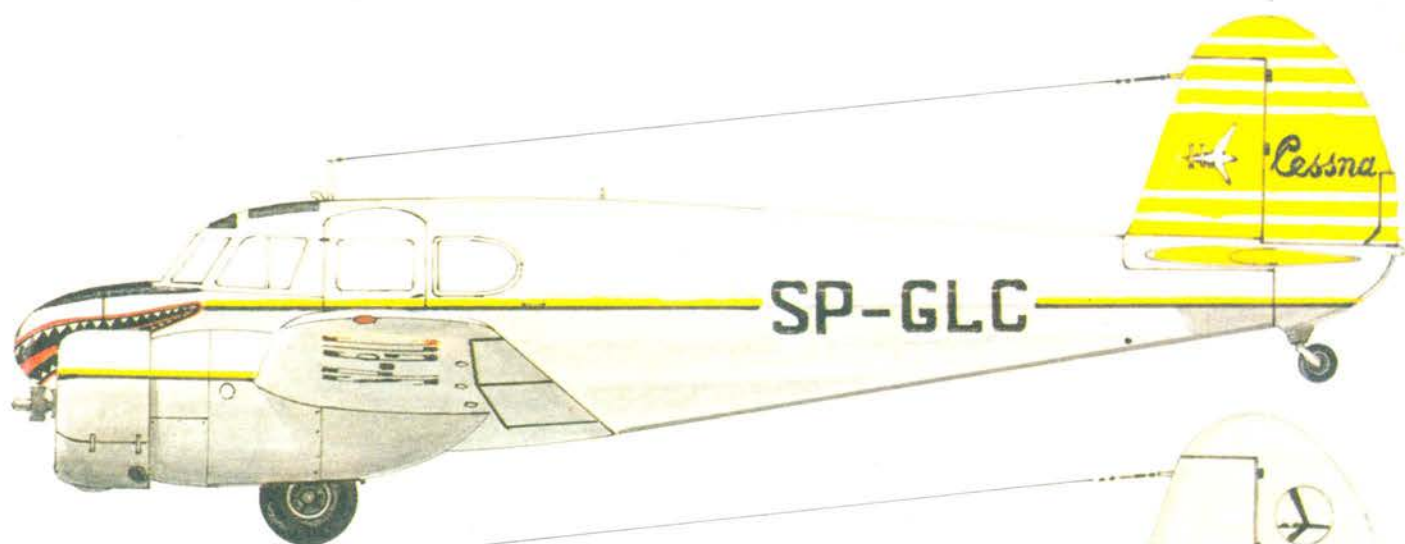


TECHNIKA

6'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



PROTOTYPY

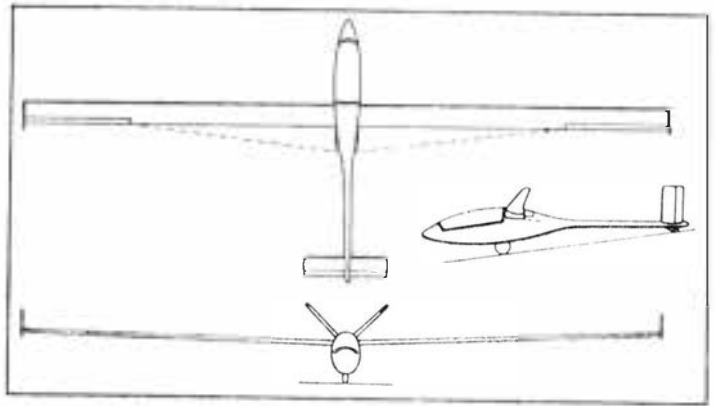
Bryan (Schreder) HP-21 • W.Brytania

Jednomiejscowy motoszybowiec o zmiennej powierzchni płata

Jednomiejscowy motoszybowiec Bryan HP-21, który pierwszy lot wykonał w końcu 1983 r., jest zupełnie nową konstrukcją z płatem o zmiennej powierzchni, o zmiennym położeniu środka ciężkości, z automatycznie chowanym i wysuwanym silnikiem i całkowicie chowanym kołem przednim i tylnym. Prostokątny płatek z profilem Schredera, wykonany z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym, jest zaopatrzone w klapy zwiększające jego powierzchnię i na końcach w „winglety”. Kadłub o konstrukcji z kevlaru ma usterzenie typu motylkowego. Za kabiną pilota zabudowany jest chowany silnik tłokowy KFM o mocy wystarczającej do samodzielnego startu. Podwozie składa się z koła przedniego zaopatrzonego w hydrauliczny amortyzator i sterowanego koła tylnego, również z hydraulicznym amortyzatorem. Motoszybowiec ma zbiorniki na balast wodny o masie 180 kg.

Dane techniczne

Rozpiętość	15,00 m
Długość	7,06 m
Wysokość (do szczytu kadłuba)	1,09 m
Powierzchnia nośna	
klapy schowane	6,87 m ²
klapy wypuszczone	10,22 m ²
Wydłużenie płata	
klapy schowane	32,75
klapy wypuszczone	22,02
Masa własna	154 kg



Masa do startu maks.	472 kg
Osiągi bez napędu przy maks. masie do startu	
Maksymalna doskonałość	45
Minimalna prędkość opadania przy 64 km/h i masie 138 kg	0,46 m/s
Prędkość przeciągnięcia klapy schowane	99 km/h
klapy wypuszczone	71 km/h
Maksymalna prędkość dopuszczalna	
atmosfera spokojna	322 km/h
atmosfera burzliwa	225 km/h
Maksymalna prędkość holowania	225 km/h
Maksymalna prędkość za wyciągarką	145 km/h
Osiągi z napędem przy maks. masie do startu	
Prędkość pozioma maks.	241 km/h
Wznoszenie maks.	3,55 m/s

W.K.

NDN NAC. I Freelance • W.Brytania •

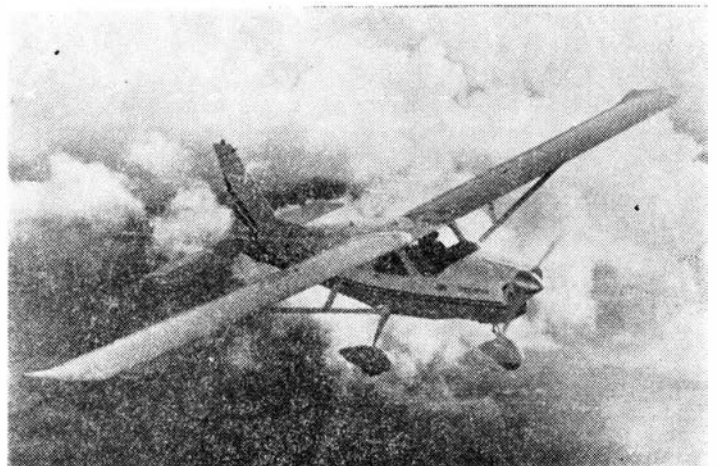
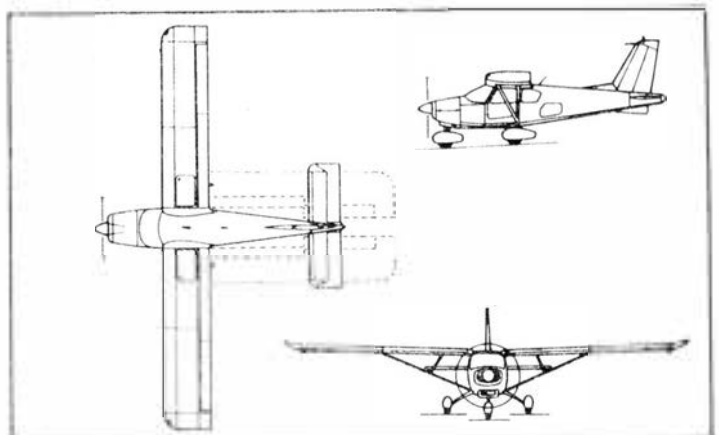
Czteromiejscowy samolot turystyczny z silnikiem tłokowym

Pierwszy lot NAC.1 odbył się 29 września 1984 r. Składanie skrzydeł do tyłu ułatwia hangarowanie. Ze złożonymi skrzydłami jego szerokość wynosi 3,66 m, a długość 9 m. Prostokątny płatek ze zmodyfikowanym profilem NACA 23012 ma dwudźwigarową konstrukcję ze stopu Alclad i jest podparty pojedynczymi zastrzałami. Jego integralne zbiorniki paliwowe mają pojemność 230 l. Półskorupowy kadłub z pokryciem ze stopu Alclad ma kabinę o długości 2,69 m, szerokości 1,04 m i wysokości 1,22 m; osłony silnika z laminatu szklanego. Usterzenie ma konstrukcję metalową. Podwozie z osłonami na kołach i hamulcami hydraulicznymi kół głównych. Do napędu zastosowano 4-cylindrowy silnik Lycoming 0-360 o mocy 133 kW (180 KM) z metalowym śmigłem o stałym skoku. Silnik może być zasilany paliwem samochodowym. Wyposażenie standardowe samolotu obejmuje przyrządy do lotów VFR i IFR.

Samolot może być używany do holowania szybowców, do zrzutu skoczków, do celów fotograficznych oraz jako samolot sanitarny i rolniczy. Może być wyposażony w narty i pływaki.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,98 m
Długość	7,20 m
Wysokość	2,90 m
Powierzchnia nośna	15,70 m ²
Wydłużenie płata	9,10
Masa własna (z wyposażeniem)	613 kg
Masa paliwa	116 kg
Maks. masa użyteczna	477 kg
Maks. masa całkowita	1114 kg
Prędkość maksymalna	225 km/h
Prędkość przelotowa n.p.m. i 75% mocy	217 km/h
Prędkość przeciągnięcia na klapach	90 km/h
Wznoszenie	4,05 m/s
Pełap praktyczny	5180 m
Długość startu na h = 15 m	420 m
Długość lądowania z h = 15 m	340 m
Maks. zasięg bez rezerwy paliwa	1545 km.



W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL CZERWIEC 1985

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

6'85

Samolot, artyzm i handel

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Co mają sztuki piękne do budowy samolotów? Można zbudować i produkować samolot bez krzty sztuki, zwłaszcza gdy ma to być maszyna robocza, czyli samolot rolniczy albo bojowy. Wówczas funkcja robocza jest najważniejsza. Lecz odbiorcą samolotu jest człowiek, a człowiek woli rzeczy przyjemne dla oka od brzydkich. Dlatego nawet w przypadku samolotu wojskowego liczy się jego zgrabna linia, czego dowodem może być sympatia, jaką zjednał samolotowi Mustang jego kształty oraz jego doskonale osiągi.

Popatrzmy jednak na samolot od strony jego nabywcy. Częstokroć osoby decydujące o zakupie samolotów nie są pilotami ani inżynierami. Oczywiście zwracają uwagę na osiągi samolotu i jego ekonomię, lecz nie tylko. Zastanówmy się nad tym, co decyduje o wyborze samochodu spośród kilkunastu o podobnych właściwościach. Chyba przede wszystkim opinia, czyli firma (marka), następnie nazwa, kolor i zgrabny kształt. Niewątpliwie te same czynniki mają wpływ na decyzję przy wyborze samolotu sportowego, szkolnego czy dyspozycyjnego, szybowca czy śmigłowca.

A jak pod tym względem prezentuje się nasz sprzęt lotniczy? Na estetykę kształtów polskich szybowców, samolotów i śmigłowców na ogół nie można narzekać. Estetyka wnętrza kabin nie jest obecnie zła, choć jej jakość trochę cierpi z powodu braku odpowiednich materiałów wykończeniowych. Pierwszą przemyślaną próbę malowania szybowców zrealizowano w 1960 r. na szybowcach Foka, Zefir, Mucha Standard. Później konstrukcja laminatowa w dużym stopniu wyeliminowała barwne malowanie szybowców. Natomiast lata sześćdziesiąte i siedemdziesiąte przyniosły rozwój malowania polskich samolotów i śmigłowców. WSK-Okęcie stworzyło wiele odmian malowania Wilgi, a WSK-Świdnik — śmigłowców Mi-2 oraz bardzo interesujące malowania Kani i Sokola.

Warto zwrócić uwagę na rolę malowania w rozwoju samolotu od projektu do serii. Ważne jest, by makieta samolotu, budowana w czasie jego projektowania w celu przystawki wygody kabiny oraz rozmieszczenia wyposażenia, była estetycznie pomalowana, przyciągająca wzrok, bowiem prezentowana jest również przedstawicielom potencjalnych nabywców samolotu. Jest to więc okazja do zdobycia zwolenników danego samolotu przez oddziaływanie estetyczne. Jest to dozwolony zabieg psychologiczno-handlowy, jak ładnie wydany prospekt.

Następna okazja wzbudzenia zainteresowania samolotem — to pierwsze wystawienie prototypu na wystawie międzynarodowej. Warto zwrócić uwagę na taktykę stosowaną w tym zakresie przez znane wytwórnie zagraniczne. W jakim malowaniu prezentują one swe samoloty po raz pierwszy? Samolot myśliwski F-16 był biało-czerwono-granatowy, choć samoloty seryjne są szare. Szkolny treningowy Alpha-Jet wystawiono w barwach biało-czerwono-granatowych, zaś seryjne są w kamuflażu maskującym. Podobnie pierwszy Hawk był biało-czerwony. Treningowy Pilatus PC-7 Turbo-Trainer prezentowany był w malowaniu czarno-złotym. Samoloty treningowe Tucano, Pillan czy Pilatus PC-9 po-

kazano w barwach biało-niebiesko-czerwonych. Zaś większość tych samolotów będzie w serii malowana zupełnie inaczej. Po prostu krzykliwe barwy mają zwrócić uwagę na nowy samolot. Wystawienie go po raz pierwszy w malowaniu maskującym, nie zwracającym uwagi, byłoby antyreklamą. Natomiast te same samoloty, gdy mają być prezentowane podczas prób przydatności przed przyszłymi użytkownikami, są przemalowywane na barwy przewidziane w normalnej eksploatacji. Natomiast po kilku wystawach, gdy samolot jest już znany, wówczas wystawiany jest w malowaniu stosowanym na samolotach seryjnych. Wówczas podkreśla się jego zalety użytkowe, a w reklamie pokazuje nowe wyposażenie i cechy nowych wersji samolotu. Często nową odmianę samolotu prezentuje się na wystawie w nowym malowaniu, by przyciągnąć uwagę. W ten sposób zmieniające się malowanie samolotu spełnia kolejne funkcje reklamowe.

Mówiąc o estetyce wyglądu samolotu, trzeba też wspomnieć o estetyce dźwięku, czyli o jego nazwie. Ładna nazwa spełnia rolę reklamową, gdyż nastawia przychylnie do wyrobu. Oznaczenia literowo-liczbowe łatwiej wypadają z pamięci i trudniej kojarzą się z wyrobem. Na pewno nazwy Orlik, Foka, Skylark czy Edelweiss mówią znacznie więcej ludziom lotnictwa niż AFH-22, HP-15, SGS-2-33 czy B-4. Zakłady w Bielsku dobrze to rozumieją i nie wypuszczają szybowców bez ładnego imienia. Jest to jeden z czynników reklamy zakładu, gdyż takie nazwy jak Jaskółka, Zefir czy Jantar na długo pozostają w pamięci. Rozumiał to prof. T. Sołtyk i dlatego nazwa Szpak czy Żak coś ludziom przypomina, choć samolotów tych zbudowano niewiele, mniej niż Jantarów, Biesów czy Iskier. Natomiast o takich samolotach jak M-2, CSS-10, MD-12, nie mających imienia, zapomina się. Od czasu zbudowania prototypów samolotów: Kos, Gawron i Wilga WSK-Okęcie nadaje swym samolotom imiona. Nauczyły się tego też wytwórnie w Mielcu i Świdniku w stosunku do własnych konstrukcji.

Natomiast zadziwia nieśmiałość w nadawaniu imion samolotom budowanym z licencji. WSK-Okęcie nazwało samolot Rallye Kolibrem i chwalała mu za to. WSK-Świdnik dość nieśmiało próbował wersję rolniczą Mi-2 nazwać Bazantem (bardzo trafna nazwa), lecz nie widać w tym konsekwencji. Na pewno poważnym atutem reklamowym francuskich śmigłowców są ładne ich nazwy. Dlaczego tych możliwości nie wykorzystujemy? WSK-Mielec dał Senece nazwę Mewa, lecz An-2 dość rzadko jest nazywany Antek. Należy się obawiać, że ten niedowład w zakresie nazw dotknie też samolot An-28. A przecież na użytek krajowy oraz na eksport do innych krajów mogłoby nosić jakąś ładną nazwę. Oczywiście należy zadbać, by to co brzmi zgrabnie po polsku nie było śmieszne w językach obcych. Dobrze, gdy nazwa jest krótka i łatwa w wymowie. Pierwszym dwusilnikowym samolotem budowanym w Mielcu był Łoś, później miał na jego miejsce wejść projektowany wówczas Miś. Ponieważ An-28 jest kolejnym dwusilnikowym samolotem budowanym w tej wytwórni — proponuję nazwę Miś, która odpowiada sylwetce samolotu.



BELGIA

● Udział państwa w kapitale linii lotniczych Sabena, wynoszący 98%, zostanie zmniejszony do 56%, w celu zwiększenia samodzielności ekonomicznej przedsiębiorstwa. (A. et C. 1024)



CHINY

● Zapowiedziano udział, po raz pierwszy, przemysłu lotniczego w tegorocznym 36. Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu. (A. et C. 1023)

● Na początek br. zapowiedziano udział CAAC (Chińskiej Administracji Lotnictwa Cywilnego, będącej zarazem jedynym dotychczas przewoźnikiem) na trzy towarzystwa: międzynarodowe Air China z siedzibą w Pekinie, China Eastern Airways z siedzibą w Szanghaju i China Southern Airways z siedzibą w Kantonie — obydwaj komunikacji lokalnej. Przewiduje się ponadto utworzenie jeszcze jednego towarzystwa międzynarodowego, dwóch towarzystw transportu śmigłowcowego i kilku towarzystw komunikacji lokalnej. (A. et C. 1022 i 1023)

● Na żądanie prezydenta Deng Xiaopinga, armia powietrzna została zobowiązana do oddania części swego sprzętu i baz cywilnym towarzystwom przewoźnym. Dla ruchu cywilnego udostępniono 40 baz lotniczych, zaś przygotowane samoloty transportowe pozwalają utworzyć nowe towarzystwo specjalizujące się w przewozach towarów. (A. et C. 1023)



FRANCJA

● W związku z zamiarem zmodyfikowania aerobusu A.310, by służył do walki radioelektronicznej w wersji A.310 AEW, specjaliści z Francuskiej Armée de l'Air zapoznali się w listopadzie 1984 r. z działaniem systemu samolotu brytyjskiego Nimrod AEW. (A. et C. 1023)

● Na czerwiec 1986 r. zapowiedziano rozpoczęcie prób w locie eksperymentalnego samolotu bojowego Dassault-Breguet ACX. (A. et C. 1023)

● 14 i 15 listopada 1984 r. Państwowa Wyższa Szkoła Lotnicza i Kosmiczna (L'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace), zwana w skrócie Sup'Aéro, obchodziła swe 75-lecie. (A. et C. 1024)



GRECJA

● Rząd zdecydował się zamówić 40 myśliwców Dassault-Breguet Mirage 2000 i tyleż General Dynamics F-16 Fighting Falcon. Zamówienia przewidują produkcję w Grecji części zamiennych do tych samolotów. Decyzja w sprawie wyboru typu i zamówienia następnym (uzupełniających) 20 samolotów, ma być podjęta w ciągu 3 lat. (A. et C. 1024)



HOLANDIA

● Minister obrony Jan van Houvelingen zapowiedział przystąpienie Holandii w lutym br. do programu Europejskiego Samolotu Bojowego Przyszłości (FACE). Przewiduje się opracowanie i produkcję wyposażenia do tego samolotu. Siły powietrzne planują zakupienie 220÷230 FACE, chcąc zastąpić nimi swe F-16. (A. et C. 1022)

● Kolejnym krajem zainteresowanym samolotami Fokker F-50 i F-100 (rozwiązania F-27 i F-29) jest Gabon. (A. et C. 1023)



INDIE

● Towarzystwo komunikacji lokalnej Wayudoot otrzymało w listopadzie 1984 r. pierwszy ze 150 zamówionych przez Indie samolotów Dornier Do-228. Późniejsze egzemplarze Do-228 będą produkowane na miejscu, z licencji. (A. et C. 1024)



RFN

● Zwiększono udział w produkcji aerobusu Airbus Industrie A.320 z 17% do ok. 25%. (A. et C. 1018)

● Długoterminowy program rozwoju obrony przewiduje m.in. modernizację posiadanych przez Luftwaffe samolotów McDonnell Douglas F-4 Phantom, zakup 200 samolotów bojowych przyszłości EFA (nad którym dyskutują państwa Europy Zachodniej) począwszy od 1997 r., a ponadto zakup morskich samolotów patrolowych oraz śmigłowców dla marynarki wojennej i śmigłowców bojowych PAH-2 dla armii. (A. et C. 1020)

● W październiku 1984 r. trwały nadal dyskusje nad oddaniem w ręce prywatne Deutsche Lufthansa. Rząd zaproponował np., by 51% kapitału pozostało w rękach państwa. (A. et C. 1020)



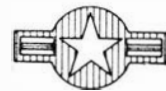
SZWECJA

● Minister komunikacji Curt Bröström zapowiedział liberalizację transportu lotniczego, mając szczególnie na uwadze utworzenie lotniczej komunikacji lokalnej. (A. et C. 1024)



TURCJA

● Władze postanowiły kupić 4 aerobusy Airbus Industrie A.310.300 w 1985 r. i 3 następne w 1986 r., dla narodowego przewoźnika. (A. et C. 1020)



USA

● W grudniu 1984 r. NASA i FAA przeprowadziły w bazie Edwards (Kalifornia) próbę lądowania ze schowanym podwoziem — zdalnie sterowanego samolotu Boeing 720. Celem próby było sprawdzenie skuteczności domieszki do paliwa FM-9 Avgard, zapobiegającej ulatnianiu się łatwopalnych jego par. (A. et C. 1022 i 1023)

● Towarzystwo Trans World Airlines (TWA), podobnie jak nieco wcześniej Air Canada, zapowiedziało wprowadzenie od wiosny 1985 r. autobusów dwusilnikowych na liniach transatlantycznych. (A. et C. 1023)

● W porcie lotniczym Los Angeles, 13 listopada 1984 r. obchodzono uroczyste trzydziestą rocznicę pierwszego regularnego przelotu komunikacyjnego z USA do Europy, nad biegunem północnym. Z Los Angeles do Kopenhagi wykonano go wówczas na samolocie DC-6B linii Scandinavian Airlines System (SAS). (News from McDD 84-164)

● US Navy zleciła McDonnell Douglas opracowanie nocnej wersji szturmowej samolotu AV-8B Harrier II. (A. et C. 1022)

● US Air Force zrezygnowały z dalszych zamówień na samoloty wczesnego ostrzegania Boeing E-3A Sentry AWACS. 5 ostatnich samolotów tego typu, jakie opuszczają linię montażową Boeinga, przeznaczone dla Arabii Saudyjskiej, ma być dostarczone latem 1987 r. (A. et C. 1022)

● Podsekretarz stanu ds. obrony, Richard Delauer, skrytykował samolot taktyczny Panavia Tornado, określając go jako „wrażliwy, ciężki i kosztowny”. (A. et C. 1022)

● W McDonnell Douglas trwają prace nad nową wersją myśliwca F-15 Eagle, o skróconym rozbiegu i dobiegu oraz polepszonej zwrotności. Zmodyfikowany F-15 będzie mógł — jak się zakłada — operować z dróg startowych o wymiarach 15×450 m, co umożliwią m.in. zmodyfikowane silniki Pratt and Whitney F-100 o dwuwymiarowych dyszach i sterowanym wektorze ciągu (±20°). Samolot ma wzlecieć w 1988 r. Konkuruje z nim dwa inne, podobnie zmodyfikowane: General Dynamics F-16 i Northrop F/A-18. (A. et C. 1018)

● Boeing 747-300 Combi, sprzedany w październiku 1984 r. brazylijskim liniom Varig, jest pięcioletnim odrzutowym samolotem transportowym wytwórni od 29 lat. (A. et C. 1018)

● Od 15 października 1984 r. wprowadzono, jako stałe wyposażenie samolotów dużej pojemności linii American, Delta, Northwest, Republic, TWA i United — telefon pokładowy do łączności z abonentami naziemnymi, do użytku pasażerów (4 aparaty w samolocie). (A. et C. 1019)

● **McDonnell Douglas** poszukuje partnerów do wspólnego rozwijania nowego samolotu transportowego krótkiego zasięgu dla 100-130 pasażerów, z napędem turboodrzutowym lub turbośmigłowym. Obecnie rozpoczyna się nowa konkurencja, właśnie w tej kategorii pojemności, do której stają: holenderski Fokker (F-100), British Aerospace (BAe-146-300) i Boeing (B.737-300). (A. et C. 1013 i 1014)

● **Pratt and Whitney** przewiduje zapotrzebowanie na 12 000 silników do napędu samolotów cywilnych w ciągu najbliższych 10 lat. (A. et C. 1013)

● W pobliżu bazy Edwards (Kalifornia) rozbił się podczas lotu z małą prędkością i na małej wysokości prototyp naddźwiękowego samolotu bombowego Rockwell B-1A (nr 2). Pilot poniósł śmierć — jak stwierdzono — w wyniku silnego uderzenia o ziemię katapultowanej kabiny (kapsuły ratunkowej). US Air Force uchyliły się od komentarzy. Seryjne samoloty tego typu wyposażone są w indywidualne fotele katapultowane. Przyczyną katastrofy był prawdopodobnie lecący w bliskiej odległości samolot F-111. Pierwszy seryjny B-1B został wyholowany z hali montażowej Palmdale 4 września 1984 r. Program produkcji przewiduje dostawę do Strategic Air Command Air Force: 4 samolotów w 1985 r., 32 — w 1986, 48 — w 1987 i 14 — w 1988 r. (A. et C. 1013 i 1014)

● **Przeładowanie** niektórych wielkich portów lotniczych spowodowało latem 1984 r. liczne opóźnienia w ruchu lotniczym. Zmusiły one niektórych przewoźników do zaniechania gwiazdzonego systemu przewozów, których centra stanowiły właśnie te wielkie porty. People Express wysunął propozycję zamknięcia przeładowanych portów dla lotnictwa komunikacji lokalnej lub podwyższenie dla niego opłat portowych. Spotkało się to, rzecz jasna, z żywym protestem organizacji lotnictwa regionalnego. (A. et C. 1012)



W. BRYTANIA

● Kolejne opóźnienia w uruchomieniu produkcji seryjnej kompozytowego samolotu służbowego Lear Fan 2000 (problemy techniczne podczas prób certyfikacyjnych) spowodowały zaplanowanie zwolnienia od 17 sierpnia br. blisko połowy personelu wytwórni, niedawno przygotowanego do pracy i wciąż bezczynnego. (A. et C. 1010)

● **Civil Aviation Authority** opublikował 16 lipca raport dotyczący uregulowania trudnej sytuacji w brytyjskim transporcie lotniczym. Zaproponowano m.in.: odebranie British Airways niektórych rejsów dalekich na rzecz British Caledonian; odebranie BA wszystkich rejsów średniego zasięgu rozpoczynających się lub kończących w innych portach niż londyńskie; eksperymentalną (na dwa lata) dereglamentację transportu krajowego, nie obejmującą jednak londyńskich portów Heathrow i Gatwick. Decyzja rządu o przyjęciu lub od-

zruceniu tych i innych propozycji zawartych w raporcie została odroczone do września br. (A. et C. 1011)

● Jak informowano na początku września, **British Airways** i **British Caledonian** zostały postawione przed trybunałem amerykańskim (za zgodą Izby Lordów Parlamentu brytyjskiego) pod zarzutem zmowy i doprowadzenia do likwidacji linii Laker Airways z ich transatlantycznym „sky-train”, co jest sprzeczne z antytrustowym ustawodawstwem amerykańskim. (Av.Mag.879)

● Do konkursu na 156 turbośmigłowych samolotów treningowych dla RAF mają stanąć samoloty: brytyjski NDN-1T Firecracker, brazylijski EMB-312 Tucano, szwajcarski Pilatus PC-9 i australijski A-20 Wamira, będący odmianą samolotu A-10 z kabiną jak w samolocie Hawk. (Av. Mag. 877, Air Int. 5/84)

● Przewidywane jest opracowanie przedłużonej wersji samolotu pasażerskiego BAe-146, która będzie zabierać 122 pasażerów. (Av. Mag. 877)

● Sudan zamówił w wytwórni BAe 6 samolotów szturmowych Strikemaster, z czego 3 już dostarczono. (Air Int. 6/84)

● W grudniu 1984 r. oczekiwano podpisania porozumienia między rządami Wielkiej Brytanii, RFN, Francji i Włoch, w sprawie koordynacji prac producentów śmigłowców tych państw, nad śmigłowcem transportowym lat dziewięćdziesiątych. (A. et C. 1024)

● W Royal Navy utworzono pierwszą w świecie eskadrę śmigłowców walki radioelektronicznej (AEW), wyposażoną w śmigłowce Westland Sea King Mk.2. (A. et C. 1023)

● Na początku listopada 1984 r. RAF przyjął pierwsze samoloty Panavia Tornado F2 (ADV), czyli w wersji przechwytyjącej. (A. et C. 1022)

● W końcu 1984 r. lub na początku 1985 r. oczekiwano wyboru śmigłowca bojowego dla armii, po rozważeniu trzech kandydatów: niemiecko-francuskiego Eurocopter PAH-2, włoskiego Agusta A-129 Mangusta i amerykańskiego Hughes AH-64 Apache. (A. et C. 1024)

● Ministerstwo handlu i przemysłu wyasygnuje z budżetu 250 mln funtów dla British Aerospace, by ułatwić rozpoczęcie realizacji brytyjskiej części programu budowy samolotu Airbus A.320. (A. et C. 1023)

● Powstałe niedawno (zob. TLiA nr 9/84) towarzystwo Virgin Atlantic, specjalizujące się w przewozach transatlantycznych po niskich cenach (określane jako „następca Lakera”), oferuje darmowe przewozy artystom, w zamian za występy na pokładzie podczas przelotu. (A. et C. 1024)

● RAF wycofuje samoloty tankujące VC-10 i Victor, w miejsce których wpro-

wadzone są Lockheedy TriStar 500, specjalnie zmodyfikowane. 6 samolotów tego typu odkupiono w swoim czasie od British Airways, a w październiku 1984 r. — 3 od amerykańskich linii PanAm. (A. et C. 1020)

● Po licznych i długotrwałych sporach, w październiku 1984 r. British Airways i British Caledonian podpisały umowę o zmianie swych sieci połączeń, w celu ograniczenia konkurencji. Ponadto przewidywano prywatyzację British Airways od początku 1985 r. (A. et C. 1018)

● W otwartym 2 września 1984 r. kilkudniowym przeglądzie lotniczym w Farnborough uczestniczyło ponad 500 wystawców, którzy zaprezentowali m.in. ok. 150 statków powietrznych. Liczbę osób, które zwiedziły wystawę, oceniono na ok. 250 000, w tym 133 000 zainteresowanych zawodowo (tych ostatnich — o 14% więcej niż w 1982 r.). (A. et C. 1012 i 1014)

● British Aerospace zdecydował się zainwestować 100 mln funtów w rozwój przedłużonej wersji BAe-146 dla 130 pasażerów. (A. et C. 1013)

● Minister obrony zapowiedział we wrześniu 1984 r. zakup 9 dodatkowych samolotów bojowych pionowego startu i lądowania Sea Harrier Mk. 1 dla Fleet Air Army (miałyby one stacjonować na lotniskowcach typu Invincible). Royal Navy zakupiła do tego czasu 61 Sea Harrierów, z czego 34 jest już w służbie. (A. et C. 1014)

● Wzrost liczby lotów treningowych na małych wysokościach (w ostatnich miesiącach do ok. 360 dziennie) wywołał oburzenie i protesty ludności. (A. et C. 1012)



WŁOCHY

● Na posiedzeniu szefów sztabów armii 5 państw europejskich, 11 października 1984 r., zatwierdzono międzynarodowy podział prac nad przyszłym europejskim samolotem bojowym (EFA). (A. et C. 1019)

OGÓLNE

● Na Zgromadzeniu Generalnym IATA, które odbyło się na początku listopada 1984 r. w Montrealu, stwierdzono, że przewoźnicy wykonujący loty regularne poprawili wprawdzie swoje wyniki ekonomiczne, jednak nie na tyle, by sfinansować wymianę parku samolotów. (A. et C. 1020)

● Wiosną br. ma nastąpić zmiana na stanowisku dyrektora generalnego IATA. Dotychczas funkcję tę pełnił Knut Hammarström (Szwecja). Rozpatruje się wybór jednego spośród 8 kandydatów. (A. et C. 1019)



PLL LOT w 1982 ÷ 1983 r. (stan na 31.XII)

Wykonana praca przewozowa w latach 1982 ÷ 1983

Regularne i nieregularne przewozy w tys. tkm

Rodzaj przewozów	1982 r.	1983 r.	1983/1982 r., %
Przewozy regularne	72 032	117 671	163,4
— międzynarodowe	59 049	96 737	163,8
— krajowe	12 983	20 934	161,2
Przewozy nieregularne	40 595	43 132	106,2
— międzynarodowe	40 570	43 118	106,3
— krajowe	25	E 14	56,0
Razem	112 627	160 803	142,8

Regularne i nieregularne przewozy w tys. pasażerokilometrów

Rodzaj przewozów	1982 r.	1983 r.	1983/1982 r., %
Przewozy regularne	778 399	1 307 466	168,0
— międzynarodowe	613 889	1 038 142	169,1
— krajowe	164 510	269 304	163,7
Przewozy nieregularne	393 917	447 279	113,5
— międzynarodowe	393 613	447 087	113,6
— krajowe	304	192	63,2
Razem	1 172 316	1 754 725	149,7

Przewozy pasażerów w latach 1982 ÷ 1983

Przewozy pasażerów (regularne i nieregularne)

Rodzaj przewozów	1982 r.	1983 r.	1983/1982 r., %
Przewozy regularne	755 501	1 287 034	170,4
— międzynarodowe	322 624	584 382	181,1
— krajowe	432 877	702 652	162,3
Przewozy nieregularne	151 535	168 490	111,2
— międzynarodowe	150 590	168 020	111,6
— krajowe	945	470	E 49,7
Razem	907 036	1 455 524	160,5

Przewozy pasażerów (międzynarodowe i krajowe)

Rodzaj przewozów	1982 r.	1983 r.	1983/1982 r., %
Liczba przewiezionych pasażerów			
— przewozy międzynarodowe	473 214	752 402	159,0
— przewozy krajowe	433 822	703 122	162,1
Razem	907 036	1 455 524	160,5

Sieć komunikacyjna

Wyszczególnienie	Loty regularne		1983/1982 r., %
	1982 r.	1983 r.	
Liczba obsługiwanych krajów	28	31	110,7
Liczba obsługiwanych miast w sieci linii	41	48	117,1
— zagranicznych	31	37	119,4
— krajowych	10	11	110,0
Długość sieci linii lotniczych w km	58 113	76 413	131,5
— zagranicznych	53 638	71 373	133,1
— krajowych	4 475	5 040	112,6

Zatrudnienie i wydajność pracy

Wyszczególnienie	1982 r.	1983 r.	1983/1982 r., %
Przeciętne zatrudnienie ogółem w tym:	5 647	5 415	85,9
— robotnicy	2 025	1 989	98,2
— prac. inż.-techniczni	1 461	1 329	91,0
— prac. handl. przewoz. z prac. placówek zagr.	1 317	1 273	96,7
— prac. adm.-biurowi	332	319	96,1
— pozostali	512	505	98,6
Wydajność pracy tys. tkm na pracownika	19 945	29 697	148,9

Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 78, 1984 r.

H.M.

Śmigłowce sanitarne w Europie Zachodniej

Mgr PIOTR GÓRSKI

Śmigłowiec jest jedynym wynalazkiem człowieka, który uratował więcej istnień ludzkich, niż kosztował

Igor Sikorsky

Wyjątkowe możliwości manewrowe śmigłowca stawiają go na specjalnym miejscu w służbie medycyny. Jest on bowiem najszybszym, najmniej narażającym na urazy, najpewniejszym i najbardziej praktycznym w trudnych topograficznie rejonach środkiem transportu sanitarnego (np. w górach — niekiedy jedynym). Te wszystkie „naj” sprawiają, że śmigłowce mogą być niemal zawsze użyte do szybkiej interwencji medycznej, a jedynym praktycznie warunkiem jest tu stosunkowo mała odległość od miejsca akcji. Pewnym utrudnieniem są też jeszcze złe warunki atmosferyczne lub nocna pora, ale i te problemy są sukcesywnie rozwiązywane.

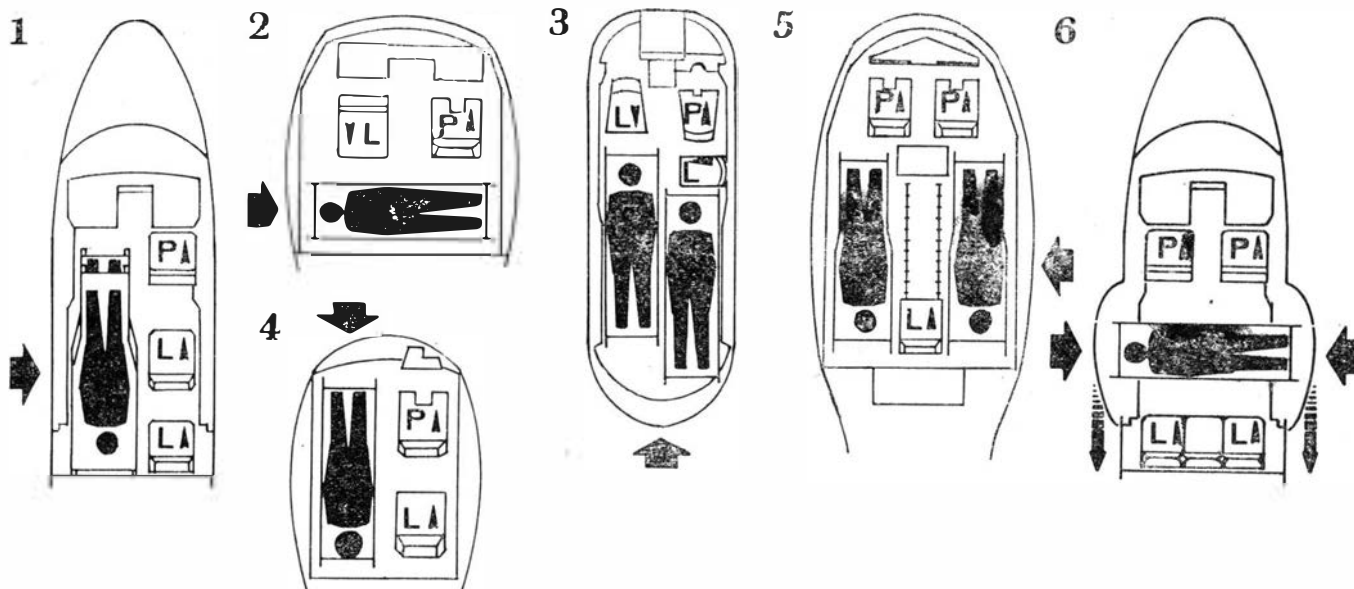
Powyższe, ogólne stwierdzenia, odnoszą się oczywiście nie tylko do śmigłowców w krajach zachodnich; nie stanowią też zapewne rewelacji, ale warto je chyba zebrać na wstępie tytułem przypomnienia. Może trochę mniej znana jest za to szerszemu ogółowi zgodna opinia lekarzy co do tego, że na pokładzie śmigłowca, w locie możliwe są do wykonania wszystkie elementarne czynności reanimacyjne, z wyjątkiem jedynie masażu serca, trudnego w kabinach śmigłowców niektórych typów.

W związku z tymi właściwościami, śmigłowiec służy jako najszybszy środek transportu w niesieniu pierwszej pomocy w nagłych przypadkach — w odróżnieniu od samolotu, który służy na ogół do przewozu pacjenta będącego już wcześniej pod opieką medyczną (np. ze szpitala do szpitala, przy znacznym ich oddaleniu).

Czy w chwili narodzin śmigłowca przewidywano, że może on oddać tak cenne usługi w ratowaniu zdrowia i ży-

cia? Jeśli cofniemy się o kilka dziesięcioleci, przekonamy się, że twierdząca odpowiedź na to pytanie jest jeżeli nie prawdziwa, to przynajmniej bliska prawdy. Pierwszych ewakuacji sanitarnych dokonano za pomocą śmigłowca podczas drugiej wojny światowej. Zważywszy, że okres ten był zaraniem praktycznego wykorzystania śmigłowców, można uznać, że służą one medycynie od początku swej kariery. Nietrudno się domyśleć, że zarówno wówczas, jak i w nieco późniejszych konfliktach lokalnych (Indochiny, Korea, Algieria) śmigłowce wykonywały zadania sanitarne dla wojska. Początek ich cywilnego wykorzystania do tych celów datuje się nieco później — mniej więcej od połowy lat pięćdziesiątych. W chwili obecnej niewiele jest na świecie miejsc, gdzie śmigłowiec nie służyłby ratowaniu zdrowia i życia. Ten rodzaj jego służby przybrał jednak różne formy organizacyjne w zależności od potrzeb i istniejących warunków, nawet w samej tylko Europie Zachodniej.

Bodaj największym zachodnioeuropejskim użytkownikiem śmigłowców jest **Francja**. Śmigłowcowe interwencje medyczne, jakkolwiek najpowszechniejsze, przybrały jednak w tym kraju **formę niezorganizowaną instytucjonalnie**. Podobnie zresztą rzecz ma się z wykorzystaniem samolotów do celów medycznych. Działalność ta jest we Francji najczęściej wynikiem umów o charakterze lokalnym, między reprezentantami poszczególnych organizacji, instytucji czy miejscowych władz. Rolę sanitarnego użytkownika śmigłowców pełnią tam najczęściej oddziały pogotowia ratunkowego — SAMU (Service d'Aide Médicale Urgente). Użytkownika, a nie właściciela, bo Assistance Publique (pu-



Rys. 1. Typowe rozmieszczenia podstawowych elementów w sanitarnych wersjach śmigłowców; P — fotel pilota, L — miejsce lekarza (strzałka przy literze wskazuje kierunek, w którym zwrócony jest siedzący), strzałka obok kabiny wskazuje miejsce i kierunek załadunku noszy: 1 — Agusta A.109 Hirundo (para noszy piętrowo); podobny układ Aérospatiale AS.350 Ecureuil (jeden z wariantów), Bell 206, Hughes 500E 1 inn.; 2 — Aérospatiale SA.319B Alouette III (nosze również piętrowo), podobnie jeden z wariantów AS.350 Ecureuil — zbliżony układ (pojedyncze nosze) — Hughes 500D; 3 — MBB Bo-105/105CBS, podobnie MBB/Kawasaki Bk.117; 4 — SA.315 Lama, załadunek noszy odbywa się po wyjęciu lewej dolnej szyby z przedniej części oszklwienia kabiny; 5 — SA.365N Dauphin 2, fotel lekarza ruchomy (na szynach), aparatura i sprzęt medyczny w konsoli za fotelem załogi w dostępnym bagażniku za kabiną oraz w szufladach pod lewymi noszami; 6 — Agusta A.109A-Mk.II Medevac, para noszy piętrowo podobnie jak Dauphin 2 — wersja specjalnie przygotowana przez producenta (m.in. kopulaste drzwi boczne do załadunku noszy w poprzek kabiny)



Rys. 2. Bell 206B JetRanger w akcji udzielania nagłej pomocy

bliczna służba zdrowia) nie ma własnych środków lotniczych. Śmigłowce wypożyczane są najczęściej z najbliższych baz policji, żandarmerii, armii powietrznej czy Sécurité Civile lub innych instytucji dysponujących takim sprzętem. Często śmigłowce przygotowywane są więc do roli sanitarnego doraźnie, co zwykle jest dość proste i nie wymaga wiele wysiłku ani czasu (niekiedy kilka minut!). Jest to jedna z przyczyn braku — jak się to określa — „jedności miejsca” śmigłowca, jego załogi i ekipy medycznej, co obniża efektywność interwencji, bowiem zespolenie tych trzech elementów zabiera najwięcej czasu — znacznie więcej czasu niż sam przelot na miejsce akcji.

Drugą istotną przyczyną takiego stanu rzeczy we Francji jest to, że szpitale francuskie, w znakomitej większości, nie mają warunków do bazowania sprzętu lotniczego. Dlatego też tylko niektóre jednostki SAMU (nieliczne) mają śmigłowce do swej dyspozycji ciągle, niejako je dzierżawiąc. Tak się dzieje np. w Strasburgu, gdzie SAMU użykuje w 100% śmigłowiec Aérospatiale SA.316 Alouette III, należący do Sécurité Civile. Stan pogotowia trwa od godz. 8.00 do zachodu słońca; start odbywa się w ciągu 4 min od chwili nadejścia wezwania. Obsługiwany rejon ogranicza promień działania do 60 km, co równa się czasowo maksimum 20 min lotu. Śmigłowiec wykonuje ok. 550 startów rocznie.

W 1983 r. szpitalowi Henri-Mondor de Creteil, w Val-de-Marne, przydzielono na stałe śmigłowiec AS.350B Ecu-reuil — jeden z dwóch zakupionych w 1982 r. przez Association Départementale d'Aide Médicale. Są to jednak — wypada jeszcze raz podkreślić — przypadki we Francji wyjątkowe.

Koszty śmigłowcowych akcji sanitarnych pokrywane są przez Ministerstwo Spraw Wewnętrznych lub Ministerstwo Obrony.

Z tego też powodu coraz częściej słychać głosy nawołujące do konieczności wprowadzenia ogólnokrajowego systemu opierającego się na ogniowach podobnych do tego w Strasburgu. Obliczono, że terytorium Francji można podzielić między 26 takich baz, z których każda byłaby wyposażona w jeden śmigłowiec Aérospatiale SA.365N Dauphin 2, co zapewniałoby dotarcie do każdego miejsca w czasie nie dłuższym niż 20 min. Na razie jednak żadne kroki w tym kierunku nie są czynione i coraz częściej wskazuje się na indolencję czynników, w których gestii to leży.

Postulaty te wskazują, że Francuzi wyraźnie pozazdrościli swym wschodnim sąsiadom. **Republika Federalna Niemiec** jest bowiem od 1965 r. wskazywana jednoznacznie jako kraj przodujący w Europie Zachodniej pod względem **organizacji śmigłowcowego pogotowia ratunkowego**, choć jest ono obsługiwane aż przez trzy organizmy. Są to: automobilklub tego kraju (ADAC), Luftwaffe i Deutsche Rettungsflugwacht (DRF). Wspólnie obsługują one 28 baz, pokrywających swym działaniem 250 tys. km² terytorium tego kraju. Do każdej bazy przydzielony jest na stałe: śmigłowiec, jego załoga i obsługa techniczna oraz lekarz i sanitariusz. Każdy zespół obsługuje kolisty sektor o promieniu 50÷60 km. Dyspozycje wykonywania zadań wydają, na podstawie zgłoszeń, centrale powiatowe (jedna na 300÷500 tys. mieszkańców). Większość szpitali w RFN wyposażona jest w lądowiska dla śmigłowców. W przeciwieństwie do Francji, kosztami wykonywania interwencji śmigłowcowych prawie w całości obciążona jest służba ubezpieczeń społecznych.

Czy użytkowanie śmigłowca do niesienia pomocy medycznej jest opłacalne finansowo? Pytanie to wydaje się dość absurdałne — wszak truizmem jest stwierdzenie bezcenneści życia ludzkiego. Nie całkiem jednak — okazuje się, że można mu nadać w prosty sposób wartość określoną pieniądzem. Otóż dla francuskich np. agentów ubezpieczeniowych jedno życie uratowania życia statystycznie 2,5÷3 ludziom w ciągu roku (w zależności od typu śmigłowca). Odpowiedź na postawione pytanie zawiera się w stwierdzeniu, że w rzeczywistości liczba ta przekraczana jest dwu- a zdarza się, że czterokrotnie i więcej. Powyższe można



Rys. 3. Sanitarna wersja śmigłowca Bell 212 należącego do jednej ze służb RFN

traktować oczywiście jako swoistą ciekawostkę, ale znajdziemy w niej coś więcej — jedno z wyjaśnień dość prężnego rozwoju tej dziedziny na Zachodzie. Jednak tylko „dość prężnego”, a nie „bardzo prężnego”, gdyż na usługi tego rodzaju nie łożą (przynajmniej we Francji) towarzystwa ubezpieczeniowe, podobnie jak na zakup sprzętu, toteż użytkownicy narzekają raczej na kiepską sytuację finansową i konsekwencje w postaci, ich zdaniem, słabego jeszcze rozwoju.

Pora przejść wreszcie do samych **śmigłowców sanitarnych**. Właściwie, zdaniem specjalistów, jest określenie nieprecyzyjne, o ile nie błędne. Nie istnieje bowiem śmigłowiec skonstruowany specjalnie z myślą o jego użytkowaniu do celów medycznych. Jest to zawsze adaptacja, często czasowa, przy czym specyficzne uwarunkowania techniczne wiroplata zmuszają do adaptacji do niego wyposażenia medycznego, a nie odwrotnie. Dotyczy to np. opracowania bezpiecznych pojemników z tlenem, wózków do transportu noszy, o regulowanej wysokości, aby nosze można było bez-



Rys. 4. Wykonywanie czynności reanimacyjnych w kabine SA.365N Dauphin 2

pośrednio wsunąć do kabiny niezależnie od jej wysokości — i wielu, wielu innych pozornie drobnych urządzeń i uno-
wocześnień.

Stworzenie idealnego śmigłowca stricte sanitarnego utrudnia też fakt bardzo różnego traktowania przewozów i interwencji sanitarnych w zależności od kraju, a nawet od danego lekarza. Konstruktorzy zadowolają więc istniejący rynek proponowaniem wersji sanitarnych swych śmigłowców, przy czym często czynione jest to jedynie reklamowo, w celu wykazania wielostronnych możliwości wykorzystania danego wyrobu. I tu od pewnego czasu słyszy się głosy nawołujące do zmobilizowania konstruktorów i producentów śmigłowców, co zaczyna przynosić pewne, słabe jeszcze, efekty (będzie o tym mowa niżej).

Trzydziestoletnie doświadczenie w dziedzinie medycznych interwencji z udziałem śmigłowców pozwoliło jednak określić pewne warunki, jakie powinien spełniać śmigłowiec, aby móc służyć do celów sanitarnych. Trzeba zaznaczyć, że najważniejszymi warunkami wcale nie są: zasięg, pułap czy nawet prędkość. Wynika to stąd, że loty z nagłą pomocą lekarską są na Zachodzie krótkie — nigdy nie przekraczają 100 km. Najważniejszym kryterium jest natomiast pojemność kabiny. Powinna ona pozwolić na transport co najmniej jednego pacjenta w pozycji leżącej (najczęściej 1-2, rzadziej 3 i więcej) pod opieką przynajmniej jednej osoby personelu medycznego (często jest miejsce dla dwóch). Dokonując przeglądu danych technicznych, najczęściej używanych wersji sanitarnych śmigłowców, można zauważyć, że długość kabiny wynosi od 1,82 m (Alouette III) do 4,30 m (Bo-105), najczęściej wahając się w granicach 2,5 m; szerokość kabiny — odpowiednio: 1,28 m (Bell 206L LongRanger) — 1,92 m (SA.365N Dauphin 2), zwykle ok. 1,50 m, podobnie jak wysokość.

Do lotów IFR konieczna jest obecność drugiego pilota lub mechanika pokładowego, co jest o tyle istotne, że często część przedziału załogi zajmują nosze lub lekarz. Ten ostatni powinien mieć dostęp do pacjenta na całej jego długości, jak również do wyposażenia medycznego. Pacjent powinien być ułożony raczej wzdłuż niż w poprzek kabiny — w tej drugiej pozycji znacznie bardziej odczuwalne są przez układ krwionośny przeciążenia występujące przy wi-

rażach. Przykłady świadczą jednak o tym, że z powodzeniem wykorzystywana jest i ta druga możliwość.

Inne warunki, to np.: poziom hałasu i drgań w kabynie (zależne od liczby łopat i zawieszenia wirnika) odpowiednie do możliwości ludzkich (najbardziej szkodliwe dla organizmu drgania — 4-12 Hz; komunikacja między poszczególnymi osobami — najczęściej za pomocą interfonu), ponadto: dobre warunki załadunku (szerokie, nisko umieszczone drzwi), ogrzewanie zapewniające temperaturę w kabynie minimum 18°C.

Jako spełniające te warunki, w Europie Zachodniej najczęściej używane są do celów sanitarnych następujące śmigłowce:

— **Aérospatiale (Francja): Alouette II i III** (bodaj najbardziej rozpowszechnione w świecie, używane szeroko także w USA), **AS.350 Ecureuil**, także **SA.341 Gazelle** i **SA.315 Lama** (te ostatnie są szczególnie przydatne w górach); niedawno przygotowano specjalną wersję sanitarną śmigłowca **SA.365N Dauphin 2**, który certyfikowano do jednoosobowego pilotażu w warunkach IFR.

— **Bell Helicopter Textron (USA): UH-1** modele: **205, 206B JetRanger, 206L LongRanger, 212 Twin-Two-Twelve, 222**, ponadto — w kategorii śmigłowców ciężkich — modele **214ST i 412**.



Rys. 6. Załadunek noszy do kabiny MBB/Kawasaki Bk.-117

— **Messerschmitt-Bölkow-Blohm (RFN): Bo-105 i Bo-105CBS** (wersja przebudowana); niedawno wszedł do użytku skonstruowany wspólnie z japońską firmą Kawasaki śmigłowiec **BK-117**, którego wersja sanitarna wzbudza duże zainteresowanie.

— **Agusta (Włochy): A-109 Hirundo** — śmigłowiec bardzo wysoko ceniony w Europie i poza nią, m.in. ze względu na jednoosobowy pilotaż w warunkach IFR. Ostatnio pojawiła się jego specjalna wersja sanitarna **A.109A-Mk.II Medevac**.

Do przewozu samego lekarza lub lekarza i rannego, kiedy nie jest wymagana opieka nad tym ostatnim w locie, służy doskonale mały, zwrotny i szybki śmigłowiec **Hughes 500D**, którego boczne drzwi mają (na zamówienie) wypukłą boczną szybę, co umożliwia ułożenie chorego w poprzek kabiny. Ostatnio obserwowana jest z uwagą wersja sanitarna odmiany **Hughesa 500E**, gdzie dwóch pacjentów na noszach można ułożyć wzdłuż kabiny (jednego nad drugim). Wśród śmigłowców służących podobnym celem wymienia się także **Hughesa 300**, a nawet małego **Robinsona 22**.

Osobne zagadnienie stanowią śmigłowce przeznaczone do zmasowanego przewozu rannych (np. **SA.330 Puma, SA.332 Super Puma, SA.321 Super Frelon, Westland Lynx i Sea**



Rys. 5. MBB Bo-105 w służbie sanitarnej Automobilklubu RFN

Terminologia i klasyfikacja transportu lotniczego (I)

(artykuł dyskusyjny)

Dr JAN LASON

Problem terminologii i definicji pojęcia należy do podstawowych zagadnień wstępnych, w których pozostawienie niedomówień i znaków zapytania powoduje zawiłość prawną, zbędne polemiki, a także konsekwencje niepotrzebnie ciążyące na końcowych wynikach badań szczegółowych. Niedoskonałość terminologii transportu lotniczego przejawia się głównie w zbyt wielu wieloznacznych terminach (homoniimach) oraz różnobrzmiących terminach o zbliżonych lub tych samych znaczeniach (synonimach), a także niekiedy w ich nieadekwatności i nieprawidłowej systematyce. Temat ograniczono głównie do kompleksowego ujęcia podstawowej terminologii i klasyfikacji transportu lotniczego na tle hierarchicznego układu systemu transportowego jako całości oraz perspektywicznego rozwoju nauki i techniki.

Terminologia a rozwój nauki i techniki

Dzielące nas od końca obecnego wieku 15 lat zapewne będzie widowiskiem większych zmian i przeobrażeń naukowo-technicznych niż miało to miejsce w ciągu minionych 300 lat. Postęp cywilizacji jest coraz szybszy, występują większe przeobrażenia w różnych strukturach. Do niedawna postęp mierzono produkcją stali, mechanizacją i elektrycznością, a obecnie elektroniką, techniką lotniczą, automatyką, robotami, cybernetyką i ekonomizacją, w przyszłości zaś — podbojem kosmosu, wysokim stopniem wykorzystania techniki laserowej i nowych zastępczych źródeł energii, efektywną eksploatacją skarbów z głębin morskich, opanowaniem funkcji istot żywych oraz doskonalonych systemów scalonych i czujników automatyzacji, dowolnym odbiorem programów TV z innych krajów itp. Przyjmuje się, że obecnie liczba publikacji naukowych przeciętnie podwaja się w ciągu 10 lat [1].

Rozmiary informacji i różnych nowych terminów rosły się do astronomicznych cyfr. Tylko w ZSRR w latach trzydziestych ogólna liczba danych opisujących przemysł wynosiła w przybliżeniu 5÷6 mld; obecnie zaś suma analogicznych danych wynosi tam ok. 130÷190 mld, tzn. wzrosła 30-krotnie [2]. Nieodzowne są zatem elektroniczne maszyny cyfrowe [3]. Ale komputeryzacja wymaga symboli i jednolitej indeksacji, nowych form zapisu i wy-

rażania informacji, a także poprawnej terminologii i klasyfikacji, ponieważ maszyna cyfrowa może akceptować wyłącznie „język” sformalizowany i klarowny, charakteryzujący się logiką i dużą regularnością struktury, pozbawiony wieloznaczności.

Ażeby klasyfikację, np. transportu lotniczego, przeprowadzić poprawnie, muszą być spełnione przynajmniej cztery zasady podziału, a mianowicie:

— podział należy przeprowadzić wg jednej istotnej zasady,

— suma członów podziału powinna równać się zakresowi dzielonego pojęcia,

— członów podziału muszą być ograniczone i wzajemnie się wykluczać,

— podział musi uwzględniać hierarchię i systemowy układ elementów.

Ponadto w systemowym ujęciu terminologii transportu lotniczego istotne jest też, aby:

— rozwiązywany problem terminologiczny widzieć i normować jako skoordynowaną całość struktury systemowej,

— całość terminologiczna od wewnątrz składała się jedynie z niezbędnej liczby terminów tworzących system, podsystem itd.,

— liczba elementów wewnętrznych klasyfikacji wynikała tylko ze wzajemnych związków i koniecznych uwarunkowań.

Postęp naukowo-techniczny wymusza więc doskonalenie terminologii klasyfikacji transportu lotniczego w oparciu o zasygnalizowane zasady. Dynamika postępu nowoczesności samolotów transportowych i urządzeń lotniskowych oraz niespotykany w historii ludzkości rozwój komputeryzacji zmuszają do precyzowania nowych pojęć, tworzenia dla nich doskonalszych terminów, ujawniania w pojęciu tego wszystkiego, co jest najistotniejsze, co konieczne i możliwe do powszechnego wprowadzania i stosowania w nowoczesnych warunkach skutecznego i ekonomicznego działania. Ale, jak wykazuje praktyka, postęp terminologiczny często rozpatrujemy ex post zamiast ex ante, a zatem istnieje potrzeba wcześniejszego uściślenia terminów stanowiących zagadnienia wstępne rzeczywistości.

cd. ze s. 7

King czy ciężkie śmigłowce Sikorsky'ego), ale ich użytkowanie jest sporadyczne (walki, klęski żywiołowe) i stanowią domenę wojska.

Na zakończenie tego bardzo pobieżnego zarysu, kilka słów o kształtujących się obecnie **tendencjach wskazujących na dalszy rozwój**. Generalnie rzecz biorąc, **zasadnicze zmiany nie są przewidywane**, mniejsze zaś **dotyczą wyposażenia kabiny**. Dąży się do maksymalnie funkcjonalnego rozmieszczenia sprzętu medycznego oraz do tego, aby lekarz miał do wszystkiego łatwy dostęp. Służą temu m.in. zawieszane pod sufitem bądź umieszczane w dostępnych z kabiny bagażników konsole z aparaturą specjalną, fotele na szynach, umożliwiające lekarzowi szybkie przesuwanie się wzdłuż kabiny, zamki zapewniające szybkie i niezawodne zamocowanie noszy itp. Wymaga to jednak większych, a przede wszystkim trwalszych przeróbek kabiny, co skłania do **tworzenia stałych wersji** niektórych śmigłowców (a nie doraźnie przystosowanych, jak to wyłącznie było dotąd) oczywiście z udziałem producenta. Do takich śmigłowców należy szeroko komentowana, wspomniana wersja francuskiego śmigłowca *Aérospatiale SA.365N Dauphin 2*, *SA.350B Ecureuil* oraz wersja *Medevac* włoskiego Agusta *A.109A* opracowywana przy współpracy Instytutu Nagłej Pomocy Medycznej, Uniwersytetu w Rzymie. Wymienione przykłady wskazują na początki zainteresowania przemysłu lotniczego tą dziedziną, która — nad czym się ubolewa —

pozostawiona jest właściwie wyłącznie profesjonalistom w dziedzinie medycyny.

LITERATURA

1. REGIS NOYE: *Internationaler Luftrettungs Kongress, München. Air et Cosmos*, 1980, nr 827, s. 21÷22.
2. Les évacuations sanitaires hélicoptères. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 23÷24.
3. Plus de 85000 missions effectuées en RFA. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 25.
4. Vingt six Dauphin seraient nécessaires en France. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 25÷26.
5. Marché mondial de plusieurs centaines d'appareils. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 27.
6. Large choix parmi les constructeurs étrangers. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 28÷30.
7. SNIAS étudie une version sanitaire du Dauphin 2. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 31.
8. Hélicoptères effectue chaque année 200 sauvetages en haute montagne. *Air et Cosmos*, 1981, nr 850, s. 33.
9. Version sanitaire du SA.365N Dauphin. *Interavia Courrier Aérien*, 1981, nr 9718, s. 3.
10. Die Bundesrepublik hat das beste Luftrettungs system der Welt. *Fliegermagazin* 1981, nr 2, s. 71.
11. MARC GRANGIER: Hélicoptère „ambulances”. A developing market. *Interavia*, 1980, nr 5, s. 437÷438.
12. REGIS NOYE: *Medic-Air 82: une innovation difficile. Air et Cosmos*, 1982, nr 905, s. 21.
13. REGIS NOYE: *Anney un grand hommage rendu aux hélicoptères. Air et Cosmos*, 1982, nr 912, s. 16÷17 i 52.
14. R. N.: *10000 Evasans effectuées chaque année en France. Air et Cosmos*, 1983, nr 953, s. 24 i 48.
15. Les hélicoptères à l'assaut du marché sanitaire. *Air et Cosmos*, 1983, nr 953, s. 25.

Potrzeba uściślenia terminów

Terminologia transportu lotniczego w polskiej publicystyce nie znalazła jednoznacznego i poprawnego sformułowania i jest często utożsamiana z pojęciami niezbyt ścisłymi i pochodzenia obcego. Istnieje wiele nieścisłości zarówno w niektórych aktach normatywnych, jak i w literaturze, a nawet w encyklopediach, słownikach i specjalistycznych wydawnictwach. Oczywiście nie ma potrzeby zwalczania np. wyrazu *radar*, mimo że jest on zlepkiem pierwszych liter kilku technicznych wyrazów angielskich. Ale nie ma żadnego sensu przyjmować wyrazów obcych wtedy, kiedy w określonej funkcji i z powodzeniem mogą je zastąpić wyrazy polskie, np. *helikopter* — *śmigłowiec*, *tankowiec* — *zbiornikowiec*, *hydroplan* — *wodnosamolot*, *resurs* — *okres pracy*, *tabor lotniczy* — *samoloty transportowe*, *tankowanie* — *napalnianie* itd. Pozytywnym przykładem jest tutaj ówczesny prezydent Francji Pompidou, który na początku lat siedemdziesiątych nakazał specjalnej komisji dokonać „czystki” języka francuskiego z obcych naleciałości językowych. (Trzeba jednak pamiętać, że stosowanie wyrazów obcego pochodzenia ułatwia korzystanie z literatury obcojęzycznej — przyp. red.).

Niejednokrotnie w fachowych czasopismach używa się nieadekwatnych terminów, których treść nie zawsze odpowiada określonym zjawiskom, np. *komunikacja* — *transport*, chociaż pierwsze wyrażenie jest szerszym pojęciem niż drugie; *statek latający* — *statek powietrzny*, mimo że ten drugi termin wyłącza statki kosmiczne; *samolot transportowy* — *samolot towarowy*, gdy ten pierwszy jest pojęciem ogólnym, a drugi zawężonym do samolotów przewożących wyłącznie towary. Dotyczy to także wielu innych terminów, np. *transport* — *przewóz* — *przemieszczenie*, *przeladunek* — *załadunek*, *prędkość* — *szybkość* itd. Gwoli słuszności spośród stosowanych dotychczas na przemian synonimów: *komunikacja powietrzna*, *lotnictwo komunikacyjne*, *transport lotniczy*, *transport powietrzny* w funkcji przewozu ładunków, należałoby przyjąć ściślejszy termin *transport lotniczy*. Termin *prędkość* $v = \frac{s}{t}$ wskazane jest stosować do drogi przebytej przez samolot w jednostce czasu, a *szybkość* do innych czynności. Zostało to już przyjęte przez fizyków i techników.

W publikacjach często spotykamy nie zawsze adekwatne do treści i nieścisłe wyrażenia jak: *latające statki morskie*, *latające pociągi*, *latające samochody*, które nie mają nic wspólnego z lataniem, ponieważ unoszą się na poduszce powietrznej między poruszającym się pojazdem a powierzchnią ziemi lub wody. Z pojęciem *latający* najczęściej kojarzymy coś, co jest zdolne do trójwymiarowego poruszania się w przestrzeni powietrznej lub kosmicznej, a zatem pojęcie *latające* nie jest adekwatne do pojazdów unoszących się nad ziemią względnie wodą, nieodłącznie związanych z tymi środowiskami (np. wodoloty, ekranoplany, ekranoloty, poduszkołowiec — *statek powietrzny*... („Słownik języka polskiego” z 1968 r., s. 586). W tym słowniku na s. 813 pod hasłem *śmigłowiec* jest odsyłacz do terminu pochodzenia francuskiego — *helikopter*. Raczej powinno być odwrotnie. W trzyltomowym „Słowniku języka polskiego” z 1981 r., t. III, s. 451 przyjęto prawidłową nazwę tego wiroplata.

Przykładem nieścisłości terminologicznej może być m.in. hasło *transport i komunikacja* wykazane w encyklopedii „Przyroda i technika” z 1967 r. (s. 1220), a także często stosowany tam termin *środki transportowo-komunikacyjne*. W tejże encyklopedii na s. 1099 w rodzajach cywilnych samolotów wyróżnia się m.in. samoloty komunikacyjne i w innym znaczeniu samoloty transportowe. Podobną klasyfikację stosuje Sz. Pilecki [4], zaliczając samoloty komunikacyjne do pasażerskich, a transportowe do towarowych. W „Małej encyklopedii powszechnej” z 1971 r. (s. 1079) utożsamia się pojęcie *transport okrętowy* z *transportem wodnym*. Również w słowniku „1000 słów o samolocie i lotnictwie” z 1971 r. niezrozumiałe są hasła, np. *lotnictwo komunikacyjne*, które utożsamia się wyłącznie z lotnictwem cywilnym (s. 117), a *lotnictwo transportowe* — z jednym z rodzajów wojskowego lotnictwa pomocniczego (s. 120), zaś pod pojęciem (hasłem) *samolot komunikacyjny* rozumie się samolot pasażerski lub cywilny samolot transportowy do przewozu towarów i poczty, a *samolot transportowy* do samolot cywilny do przewozu towarów lub samolot wojskowy do przewozu wojsk z uzbrojeniem (ss. 161 i 164). Niektóre wydawnictwa stosują poprawną terminologię (np. [5, 6]).

¹⁾ M. Krzyżanowski, J. Redman, Z. Sójka: transoceaniczne poduszkołowiec i ekranoloty zaliczają do statków morskich. (Zegluga morska 2000. Gdańsk 1980 r., s. 87).

Innym problemem jest mieszanie pojęć *komunikacja*, *transport* i *łącność*, co wymaga szerszej i gruntowniejszej argumentacji.

Komunikacja czy transport?

W języku polskim nie ma jednoznacznego określenia zakresu i wzajemnego stosunku trzech pojęć: *komunikacja*, *transport*, *łącność*, a także brak jest międzynarodowej normalizacji tych terminów. Europejska Komisja Gospodarcza ONZ w Genewie pojęcie *transport* stosuje do przemieszczania (przewozu, przewożenia) osób, rzeczy, zwierząt, przesyłek, energii itp., unikając wyrażenia *komunikacja*. W skład Rady Gospodarczej i Społecznej ONZ wchodzi Komisja Transportu i Łączności, również Międzynarodowe Stowarzyszenie Transportu Lotniczego (IATA) używa pojęcia *transport* a nie *komunikacja*. W 1975 r. na sympozjum Międzynarodowego Centrum Informacji Terminologicznej — INFOTERM w Wiedniu zaproponowano współpracę normalizacyjną między centrami terminologicznymi poszczególnych krajów [7]. W Polsce nadal jednak tradycyjnie używa się pojęcia *komunikacja* m.in. w znaczeniu wyłącznie transportu, ale socjolodzy mają tendencję do zacieśniania tego terminu do komunikowania się i synonimu *łącności*.

Zdajemy sobie sprawę, że obecnie wszechwładnie panuje uniwersalny i ogólny termin *komunikacja*, co jest nawet zagwarantowane w naszym prawodawstwie i od wielu lat krytykowane w czasopiśmie [8]. Od lat pięćdziesiątych, a zwłaszcza w latach siedemdziesiątych, dyskutuje się nad tym terminem, lecz bez większych rezultatów²⁾. A przecież w t. II książki pt. „Kapitał” K. Marks m.in. pojęcie *komunikacja* (komunikationsindustrie) traktuje jako nadrzędne, w którym mieści się transport i *łącność*. Mimo to dość często używa się łącznie wyrażenia: *łącność i komunikacja*, *transport i komunikacja*, *transport i łączność*, a nawet *komunikacja — transport — łączność*. A więc „co jest co?”. Mamy w kraju zakłady, instytucje i komórki organizacyjne, np. Komisję Sejmową Komunikacji i Łączności, przedsiębiorstwa i wytwórnie komunikacyjne, które oczywiście są zakładami transportowymi, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Wydawnictwo Transport i Drogi, Ministerstwo Komunikacji nie zajmujące się wbrew nazwie komunikacją informacyjną, którą natomiast zajmuje się minister *łączności* itd.

Sfera komplementarności komunikacji i transportu jest duża, ale rozwój nauki i techniki powoduje coraz większe różnice między tymi pojęciami, co zmusza do oddzielnego ich traktowania. Studiując literaturę krajową i zagraniczną, dochodzimy do wniosku, że zdecydowana większość autorów wypowiada się raczej za przyjęciem terminu *komunikacja* w znaczeniu transportu i *łącności*. Ujmując problem najogólniej wg zasad matematyki, jednoznaczne zbiory pojęć: *komunikacja* — *K*, *transport* — *T*, *łączność* — *Ł* możemy przedstawić w formie najprostszych wzorów, a mianowicie: $K = T + Ł$, a zatem $T = K - Ł$ albo $Ł = K - T$, stąd też przecięcie się zbiorów równe jest $T < K > Ł$. A więc każda działalność transportowa może być działalnością komunikacyjną, ale nie każda działalność komunikacyjna jest działalnością transportową, z czego nie zdają sobie sprawy nawet specjaliści.

Swoboda językowa powoduje, że jeszcze długo w praktyce będziemy te pojęcia mieszać na zasadzie językowej substytucji, zwłaszcza że w oficjalnych nazwach i tytułach nie ma w tym zakresie logicznego i terminologicznego porządku. Ponadto są poważne problemy i trudności z sukcesywnym opracowaniem i wydawaniem w potrzebnym nakładzie słownika języka polskiego i specjalistycznych encyklopedii, co niejednokrotnie sygnalizowano [9]. Niezależnie od tych zaległości i trudności należy doskonalić terminologię transportu lotniczego w pracach naukowych oraz w słownikach i encyklopediach, ponieważ tego wymaga komputeryzacja oraz rozwój nauki i techniki. A zatem pojęcie *komunikacja* powszechnie traktujemy jako transport i *łączność*, a termin *transport lotniczy* utożsamiamy z ogólnym pojęciem *transport*, ponieważ jest on w tym systemie. Mimo że „zasada powszechności” wymaga, żeby przy tworzeniu terminologii nie zmieniały tych pojęć, które się już rozpowszechniły, jednak trzeba doskonalić terminy, ponieważ język nie jest czymś skamieniałym, ale jest to twór żywy, ciągle zmieniający się, czasami wbrew naszym oczekiwaniom i gustom, a także wbrew uświęconej tradycji.

²⁾ Z. Bredzki: Kilka uwag do terminologii wojskowego transportu morskiego, *Przegląd Morski* nr 5/71; J. Z. Jakubowski: Niech moją będzie jasna, zwiezła, celna! *Życie Warszawy* nr 78-79/72; J. Lasoń: Nakład, kolportaż, terminologia, *Skrzydłata Polska* nr 26/71; Uwagi dotyczące terminu komunikacja, *Przegląd Kwatermistrzowski* nr 3/72; Uściślamy terminy, *Trybuna Ludu* nr 41/72.

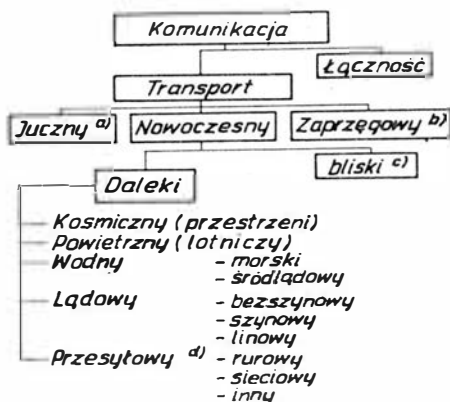
Transport lotniczy w ogólnym systemie transportowym

Transport — choć pod względem formy usługowy — jest produkcyjny (rys. 1). Tworzy on nową wartość użytkową oraz powiększa wartość przedmiotu przewozu, a więc i transport lotniczy w głównej swej części jest produkcyjny, powiększa dochód narodowy i w tym kontekście należy rozpatrywać jego terminologię i klasyfikację. Stąd też pod pojęciem *transport lotniczy* trzeba rozumieć całokształt sił, środków i przedsięwzięć związanych ze świadomym i użytecznym przemieszczaniem ładunków drogą lotniczą między portami lotniczymi względnie lotniskami lub lądowiskami przy użyciu statków powietrznych.



Rys. 1. Ideowy schemat transportu na tle produkcji materialnej (wg szkoły marksistowskiej)

Zanim przejdziemy do szczegółowej systematyki transportu lotniczego, najpierw wyjaśnimy, iż dotychczas nie ma jednoznacznej klasyfikacji nowoczesnego transportu dalekiego. Np. J. Tarski i A. Piskozub wykazują następujące rodzaje i gałęzie transportu: lotniczy, specjalny, rurociągowy, morski, wodny śródlądowy, kolejowy, samochodowy [10]. W „Małej encyklopedii powszechnej” z 1971 r. (s. 1079) wykazano, że transport dzieli się na: lądowy (np. kolejowy, samochodowy), powietrzny (lotniczy), wodny (okrętowy). W



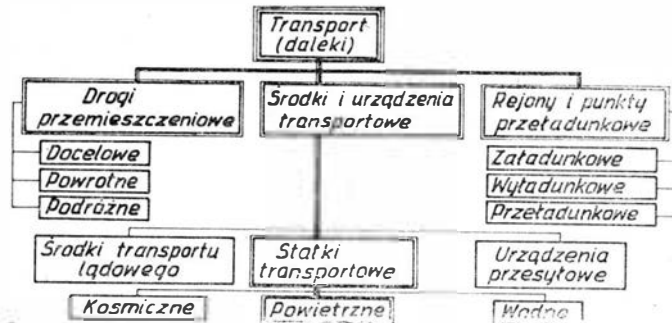
Rys. 2. Transport powietrzny (lotniczy) na tle ideowego schematu komunikacji: a) przemieszczanie ładunku na zwierzętach, b) przemieszczanie ładunku w pojeździe przy pomocy zaprzęgu zwierząt, c) suwnice, żurawie, przenośniki, dźwigniki, ruchome schody i chodniki, wózki jezdniowe itp., d) transport przesyłowy, zwany też ciągłym: linie energetyczne, transport hydrauliczny, transport pneumatyczny, gazociągi, ropociągi, wodociągi, parociągi itp.

miesięczniku *Technika i Gospodarka Morska* nr 7/1968, s. 297 sklasyfikowano transport na: lądowy, powietrzny, wodny, przewodowy, pionowy.

Na rys. 2 pokazano proponowaną nową klasyfikację transportu dalekiego, dzieląc go wg klasycznych rodzajów i ga-

łęzi z tym jednak, że z transportu lądowego wyłączono transport przesyłowy, a z transportu powietrznego wydzielono transport kosmiczny, gdyż te rodzaje transportu przemieszczają ładunki (i energię) w odmiennych środowiskach za pomocą specyficznych środków i urządzeń. Ponadto dynamiczny rozwój transportu kosmicznego i nowoczesnych urządzeń przesyłowych zmusza do oddzielnego traktowania tych rodzajów transportu i uzupełnienia ich nowymi treściami. Istnieje też tendencja do wyodrębnienia transportu amfibijnego, stanowiącego obecnie pośrednie ogniwo między transportem wodnym a lądowym. Ponadto transport dzieli się także wg innych kryteriów.

Z rys. 2 wynika, że transport lotniczy w komunikacji zajmuje hierarchicznie trzeci poziom: 1 — komunikacja, 2 — transport, 3 — transport lotniczy, a więc w takiej kolejności należałoby uściślać wszelkie terminy dotyczące transportu powietrzego (lotniczego). W systematyce istotną rolę odgrywa także technika podziału transportu na po-



Rys. 3. Powietrzne statki transportowe na tle zasadniczych elementów techniki klasyfikacji transportu (dalekiego)

szczególne jego elementy, co pokazano na rys. 3. Z przedstawionego schematu wynika, że — oprócz ładunku — najważniejszymi elementami transportu są: środki i urządzenia transportowe, drogi przemieszczeniowe oraz rejony i punkty przeladunkowe. Uwzględniając jednolitą klasyfikację w systemie transportowym wskazane jest przyjęcie również identycznych elementów techniki podziału w transporcie lotniczym (rys. 4). Aby nie komplikować systematyki transportu, na rys. 3 i 4 świadomie pominięto przedmiot przewozu, tj. ładunek, ponieważ stanowi on oddzielny problem mimo jego integralności z przewozami. Na początku lat siedemdziesiątych podobną klasyfikację zaproponowano dla transportu morskiego i wojskowego transportu powietrznego [11]. A więc w transporcie lotniczym ważnym elementem są m.in. statki powietrzne, których klasyfikacja nie zawsze jest poprawna, ale jest to już oddzielne zagadnienie w prezentowanej systematyce.



Rys. 4. Zasadnicze elementy techniki podziału transportu lotniczego

Literaturę zamieścimy w cz. II artykułu.

Drody Czytelnicy

W związku z nieukazywaniem się w planowanych terminach kolejnych numerów wydawanych przez nas tytułów, uprzejmie zawiadamiamy wszystkich zainteresowanych, że w większości przypadków opóźnienia zostały spowodowane trudnościami natury technicznej: głównie brakiem papieru i farb drukarskich odpowiedniej jakości oraz nierytmicznymi dostawami tych materiałów, a także dużą awaryjnością maszyn poligraficznych.

W roku bieżącym, w związku ze zmniejszeniem o 20% przydziału papieru dla naszego Wydawnictwa, zmuszeni zostaliśmy do wydawania zeszytów o zmniejszonej objętości i łączonych, a w niektórych przypadkach musieliśmy także ograniczyć nakłady.

Traktując wydawanie i rozwój czasopism technicznych jako podstawowy cel naszej działalności edytorskiej i działalności Naczelnej Organizacji Technicznej dla środowiska technicznego, podejmujemy i będziemy podejmowali wszelkie działania zmierzające do wywiązania się z przyjętych przez nas zobowiązań. Czynimy starania, aby zapewnić przydział odpowiedniej puli papieru. Nasze starania jednak dotychczas nie przyniosły spodziewanych rezultatów. Mimo to dalsze negocjacje trwają.

Naczelna Organizacja Techniczna i Wydawnictwo NOT SIGMA podjęły dwa lata temu budowę drukarni. Własny zakład poligraficzny zostanie uruchomiony w 1986 r., co umożliwi wydawanie branżowych czasopism niskonakładowych bez opóźnień i na lepszym poziomie edytorskim.

W naszych staraniach spotykamy się na co dzień ze zrozumieniem i pomocą ze strony wielu przedsiębiorstw i zrzeszeń, które odstąpiły Wydawnictwu papier lub przekazały własne środki na zakup papieru za granicą. Wszystkim, którzy wspierają nasze działania — dziękujemy.

Za zaistniałą sytuację, utrudniającą korzystanie z prasy technicznej, serdecznie przepraszamy naszych Czytelników, Autorów i Współpracowników.

Wydawnictwo NOT SIGMA

Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat. Płat. Obrys w części środkowej prostokątny (z poszerzeniem przy kadłubie), części zewnętrzne o obrysie trapezowym. Profil części środkowej NACA 65₂-415 oraz NACA 65₂-415 (mod) przy końcówce. Wznios 7°, kąt zaklinowania 2°, skręcenie 2,5°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa półskorupowa. Segmenty noska tworzące zbiorniki są odemowalne. W rejonie przykadłubowym skrzydła znajdują się wnęki podwozia głównego. Kłapy szczelinowe metalowe, pokrycia klap żłobkowe. Maksymalne wychylenie klap — 35°. Lotki szczelinowe wyważone masowo, na lewej lotce klapka wyważająca. Konstrukcja lotek analogiczna do konstrukcji klap. Lotki i kłapy pochodzą z samolotu Piper Saratoga. Końcówki skrzydeł formowane z tworzywa termoplastycznego. W konstrukcji skrzydła wykorzystano elementy pochodzące z samolotów Piper PA-32R-301 Saratoga SP i PA-28-236 Dakota. Pod każdym skrzydłem znajdują się zaczepy do podwieszania uzbrojenia.

Kadłub. Przekrój zbliżony do prostokątnego, naroża zaokrąglone. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Przednia część kadłuba mieści kabinę załogi i wnękę podwozia przedniego. Fotel przedni (fotel ucznia) umieszczony jest przed dźwigarem skrzydła przechodzącym przez kadłub i usytuowany nisko, tuż nad dolnym pokryciem kadłuba. Fotel tylny (fotel instruktora) umieszczony jest z przewyższeniem 0,22 m w stosunku do przedniego. Oba fotele regulowane, zaopatrzone w pięciopunktowe pasy bezpieczeństwa. Oszklenie kabiny trzyczęściowe: stały wlotochron, otwierana na prawą stronę osłona i szyba tylna; kształt całości elipsoidalny. Szyby z pleksi formowane podciśnieniowo. Szyba osłony kabiny może być awaryjnie oddzielana od swej ramy za pomocą odpałenia sznura wybuchowego usytuowanego wokół ramy. Tylna część kadłuba stożkowa. W konstrukcji kadłuba wykorzystano rozwiązania i elementy pochodzące z samolotu Piper Saratoga.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy ze skosem 38°43', na krawędzi natarcia. Usterzenie poziome płytowe z klapką dociażającą. Płyta usterzenia konstrukcji metalowej, dwudźwigarowa. Klapka dociażająca wyważona masowo. Statecznik pionowy dwudźwigarowy metalowy, pokrycia statecznika z blach żłobkowych. Ster kierunku jednodźwigarowy, pokryty blachą żłobkową, wyważony masowo. Usterzenie adaptowane z samolotu Piper Dakota.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (drażki i pedały): sterowanie lotkami, sterem kierunku i płytą usterzenia poziomego — linkowe; kłapy wychylane elektrycznie, klapka wyważająca lotki wychylana elektrycznie, klapka dociażająca płyty usterzenia poziomego wychylana linkowo lub elektrycznie. Pedały w kabinie regulowane.

Podwozie. Trójkołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Wszystkie golenie teleskopowe z prostowodami no-



zycowymi i kołami zawieszonymi na półwidelcach. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Koło przednie sterowane. Na kołach podwozia głównego znajdują się hydrauliczne hamulce tarczowe. Wymiary ogumienia: przednie — 5,00-5 (sześciowarstwowe), główne — 6,00-6 (ośmiowarstwowe). Samolot wyposażony jest w hamulec postojowy. Podwozie jest adaptowane z samolotu Piper Saratoga.

Zespół napędowy. Sześciocylindrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming AEIO-540-K1K5 o mocy 220 kW przy obrotach 45 s⁻¹. Śmigło trójłopatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell HC-C3YR-IRF. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych; łożo stanowi równocześnie wspornik podwozia przedniego. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego; w osłonie dolnej umieszczony jest reflektor. Wyloty spalin skierowane skośnie pod kadłub. Silnik przystosowany jest do akrobacji, w tym do długotrwałych lotów odwróconych.

Instalacje. Paliwowa — odemowalne zbiorniki skrzydłowe stanowiące integralne elementy struktury nośnej skrzydła; łączna pojemność 291,5 l, pojemność zużywalna 272,5 l; instalacja przystosowana do długotrwałych lotów odwróconych. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 12,36 MPa, służy do wypuszczania i chowania podwozia. Elektryczna — napięcie 24 V, alternator 70 A, akumulator 24 V/15 Ah, przekładnik 400 Hz, gniazdo zasilania zewnętrznego.

Wyposażenie. Zdwojony zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych zespołu napędowego, 2 radiostacje VHF-AM King KX-165, transponder KT-76A, radiowysokościomierz KRA-405, radiokompas KR-87, zestaw VOR/ILS (KX-165), RMI (KNI-582), DME (KN-63), telefon pokładowy KMA-24H.

Uzbrojenie. Uzbrojenia stałego brak. Możliwość podwieszania na dwóch zaczepach podskrzydłowych różnych bomb, zasobników z bronią strzelecką lub raketami niekierowanymi.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot został opracowany w 1980 r. przez biuro konstruk-

cyjne firmy Piper na zamówienie i zgodnie z wymaganiami lotnictwa wojskowego Chile, gdzie miał być produkowany seryjnie. Pierwsze dwa prototypy zostały zmontowane w USA (ozn. PA-28R-300XBT i PA-28R-300YBT); oblatano je w 1981 r. Oba prototypy dostarczono do Chile w 1982 r.

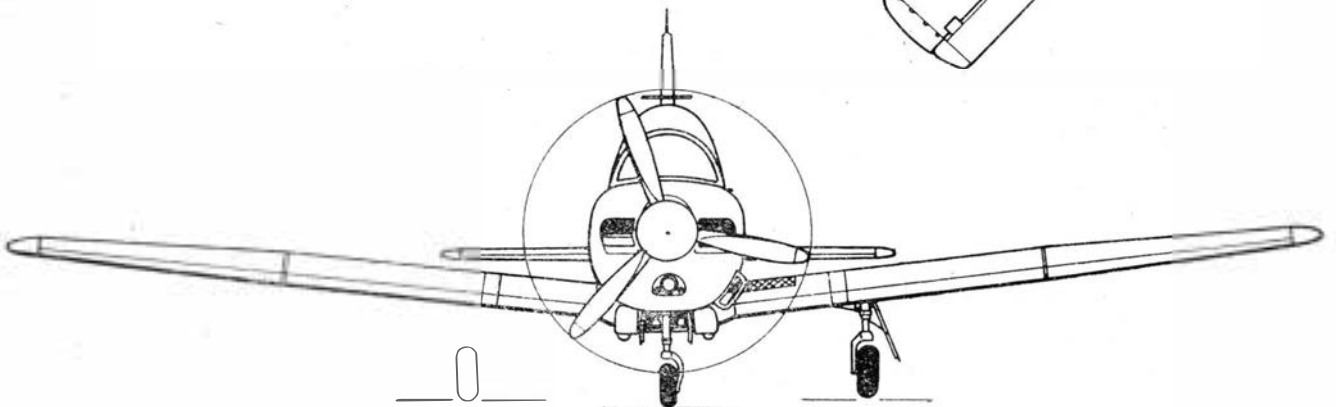
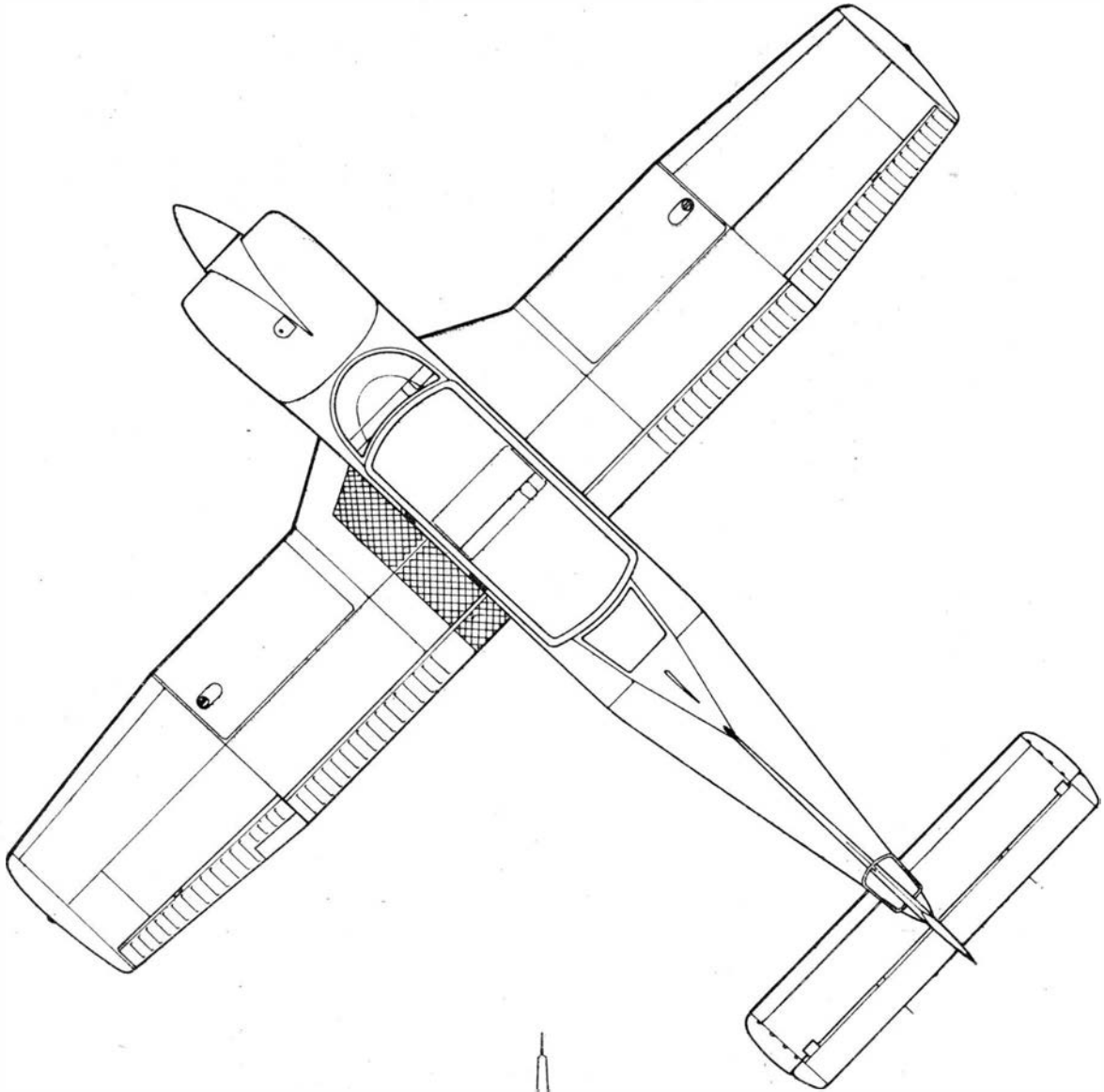
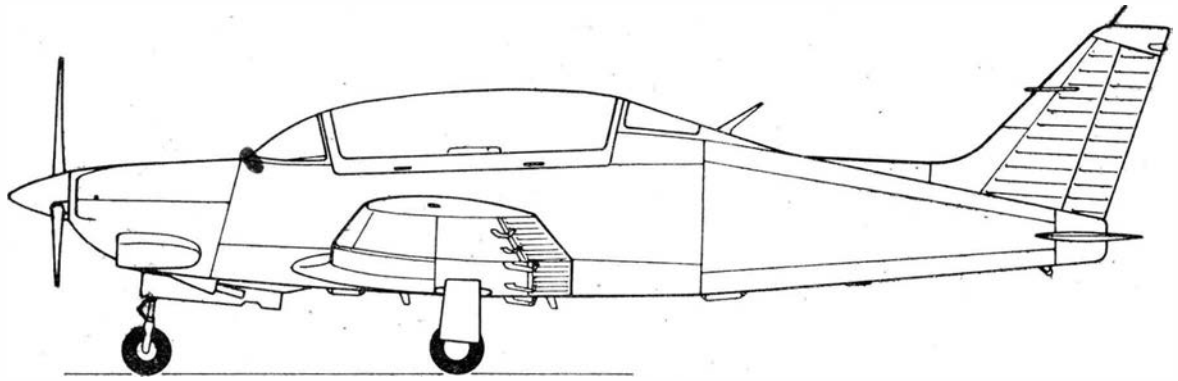
Konstrukcja samolotu oparta jest głównie na podzespołach i elementach samolotów Piper PA-32R-301 Saratoga SP i PA-28-236 Dakota. Seryjną produkcję samolotów nazwanych Pillan (diabeł, bies) podjęła w Chile nowo utworzona wytwórnia IndAer (Industria Aeronautica de Chile), przemianowana następnie na Enaer (Empesa Nacional de Aeronautica — Chile). Pierwsze egzemplarze samolotów montowane były z podzespołów wyprodukowanych w USA, jednak już pod koniec 1982 r. udział elementów wyprodukowanych w Chile wyniósł 80%. Początkowe plany produkcyjne zakładały wykonanie 39 egz. samolotu do końca marca 1984 r. Lotnictwo wojskowe Chile rozpatrywało możliwość zakupu 100 egz. tych samolotów — pierwsze dostawy samolotów seryjnych rozpoczęto na przełomie września i października 1983 r. Przyjęła koncepcja stworzenia samolotu z gotowych podzespołów innych opracowanych wcześniej maszyn pozwoliła uzyskać nowy samolot stosunkowo tanim kosztem i w krótkim czasie. Również procedura certyfikacji była bardzo ułatwiona. Samolot certyfikowano wg przepisów FAR-23. Jest on określany przez wytwórcę jako samolot szkolno-treningowy nowej generacji w maksymalnym stopniu przypominający w locie samolot odrzutowy, która to cecha ma skrócić niezbędny czas szkolenia pilotów, a sam proces szkolenia ma być dzięki zastosowaniu Pillana znacznie bardziej ekonomiczny. Samolot dopuszczony jest do nośnej akrobacji i charakteryzuje się możliwością wykonywania wyjątkowo długotrwałych lotów odwróconych. Analogiczną koncepcję samolotu szkolno-treningowego z istniejących zespołów samolotu Piper Seneca II opracowano w WSK-Mielec — jest nim M-26 Iskierka.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,81 m
Długość	7,97 m
Wysokość	2,34 m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,88 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,26 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,05 m
Baza podwozia	2,09 m
Rozstaw podwozia	3,02 m
Srednica śmigła	1,93 m
Długość wnętrza kabiny	3,24 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,04 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,48 m
Powierzchnia skrzydła	13,64 m ²
Powierzchnia klap	1,36 m ²
Powierzchnia lotek	1,10 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	0,69 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,38 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,27 m ²
Wydłużenie skrzydła	5,69
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,10
Masa własna	833 kg
Masa paliwa zużywalnego	196 kg
Masa paliwa niezaużywalnego	13,6 kg
Masa załogi	160 kg
Masa samolotu gotowego do lotu	929 kg
Masa startowa maks.	1315 kg

Obciążenie pow. nośnej maks.	96,41 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	5,98 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	446 km/h
Prędkość maks.	311 km/h
Prędkość przelot. (75% mocy)	298 km/h
Prędkość przelot. (65% mocy)	278 km/h
Prędkość przelot. (55% mocy)	255 km/h
Prędkość dopuszczalna wypuszczania podwozia	255 km/h
Prędkość dopuszczalna wypuszczania klap	218,5 km/h
Prędkość podejścia	148 km/h
Prędkość minimalna bez klap	125 km/h
Prędkość minimalna z klapami	115 km/h
Prędkość lądowania	120 km/h
Wznoszenie maks.	7,75 m/s
Pułap praktyczny	5820 m
Pułap teoretyczny	6250 m
Zasięg (rez. 45 min, 75% mocy, H = 2438 m)	1093 km
Zasięg (rez. 45 min, 65% mocy, H = 3658 m)	1157 km
Zasięg (bez rez., 75% mocy, H = 2438 m)	1269 km
Zasięg (bez rez., 65% mocy, H = 3658 m)	1333 km
Rozbieg	293 m
Start na 15 m	506 m
Lądowanie z 15 m	521 m
Dobieg	243 m
Udowodniony maks. czas lotu odwróconego	2400 s
Współczynnik obciążeń konstrukcji	n = +6 do -3

H.M.



Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, całkowicie metalowy dwumiejscowy dolnopłat.

Plat. Obrys prostokątny, przy kadłubie trapezowy (z poszerzonym silnie wejściem w kadłub). Profil NACA 23012, kąt zaklinowania 3°, wznios części zewnętrznych 5°. Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, metalowa. W kesonie noskowym umieszczono integralne zbiorniki paliwowe. W środkowej części skrzydła między dźwigarami znajdują się wnęki podwozia głównego. Na spływowej części centroplata umieszczone są szczelinowe kłapy zachodzące nieco na zewnętrzne segmenty skrzydła. Maksymalne wychylenie kłap wynosi 45° i następuje w ciągu 5 s. Na zewnętrznych segmentach skrzydła znajdują się wyważone masowo lotki typu Friesse. Wychylenia lotek +20° do -12°. Na prawej lotce kłapka wyważająca. Konstrukcja lotek i kłap klasyczna, metalowa. Końcówki skrzydeł mają obrys trójkątny i są wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa, metalowa. Przednia część kadłuba o przekroju otwartym od góry mieści kabinę załogi. Tylna część kadłuba ma kształt stożkowy. Tył kadłuba chroniony jest płożą umieszczoną pod usterzeniem. Pod kadłubem, między kłapami skrzydłowymi, znajduje się hamulec aerodynamiczny w postaci płyty wychylanej krokodylowo. Hamulec aerodynamiczny jest dwupołożeniowy. Jego maksymalne wychylenie wynosi 70° i następuje w ciągu 3,5 s. Wnętrze kabiny swym układem przypomina samolot NDN-1, piloci siedzą jednak na fotelach wyrzucanych stencel; położenie foteli jest regulowane w dwóch płaszczyznach (góra-dół i przód-tył). Oszklenie kabiny tworzy wiatrochron z uchylnym okienkiem z lewej strony oraz otwierana w bok na prawo jednoczęściowa osłona. Osłona kabiny może być zrzucona awaryjnie. W porównaniu z NDN-1 kształt osłony jest znacznie bardziej wypukły. Tablice przyrządów różnią się wyposażeniem, jednak wyposażenie tablicy instruktora jest bez porównania bogatsze niż w NDN-1, gdzie ograniczało się do kilku najniezbędniejszych podstawowych przyrządów. Całe wyposażenie (przyrządy pokładowe, wyposażenie radionawigacyjne) umieszczono na tablicach przyrządów; pulpity boczne zarezerwowano dla instalacji i sterowań. Wewnątrz kabiny znajduje się gaśnica i apteczka.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, półskorupowa; stery jednodźwigarowe. Ster wysokości dwusegmentowy, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), wychylenia +25° do -20°. Ster kierunku wyważony masowo, z niewielkim odciążeniem aerodynamicznym (rogowym), wychylenia steru po 26,5° w każdą stronę. W porównaniu z NDN-1 usterzenie pionowe zostało wyraźnie powiększone. Na prawym segmencie steru wysokości i na sterze kierunku znajdują się kłapki wyważające.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone, sterowanie lotkami i sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku — linkowe. Kłapy wychylane elektrycznie, hamulec aerodynamiczny wychylany hydraulicznie, sterowanie kłapkami wyważającymi — linkowe.

DANE TECHNICZNE (osiągi dla masy 1540 kg)

Rozpiętość	7,93 m
Długość	8,33 m
Wysokość	3,25 m
Rozpiętość usterzenia	3,35 m
Baza podwozia	2,10 m
Rozstaw podwozia	3,05 m
Szerokość kadłuba	0,91 m
Powierzchnia skrzydła	11,93 m ²
Powierzchnia lotek	0,60 m ²
Powierzchnia kłap	0,62 m ²
Powierzchnia steru wysokości	1,27 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	0,48 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,66 m ²
Powierzchnia hamulca aerodynamicznego	0,26 m ²
Wydłużenie skrzydła	5,28
Masa własna	1212 kg
Masa paliwa maks.	436 kg
Masa startowa maks.	1540 kg



Podwozie. Trójzespolowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Wszystkie golenie teleskopowe, koła na półwidelcach. Koło przednie sterowane — wychylenia po 23,5° w obie strony. Podwozie jest adaptacją konstrukcji użytej na samolocie NDN-1; zostało obliczone na prędkość opadania 2,88 m/s przy maksymalnej masie samolotu. Awaryjne wypuszczenie podwozia grawitacyjno-ciśnieniowe (czynnikiem gazowym w układzie awaryjnego wypuszczenia jest dwutlenek węgla). Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe. Hamulec postojowy. Podwozie przednie mocowane do łoża silnika. Po schowaniu podwozia koła główne częściowo wystają poza obrys profilu skrzydła, a koło przednie wystaje spod kadłuba połową swej średnicy, co daje możliwość ochrony płatowca w przypadku lądowania ze schowanym podwoziem.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Pratt and Whitney of Canada PT6A-25A o mocy 500 kW obniżonej do 405 kW, śmigło metalowe trójłopatowe nastawne (z możliwością odwracania ciągu i ustawiania w chorągiewkę) Hartzell HC-B3TN-3/T-10173K-17. Wlot powietrza zaopatrzony w filtr Centrisep. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Wyloty spalin skierowane na boki. Osłony zespołu napędowego metalowe.

Instalacje. Paliwowa — cztery zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 408,5 l; możliwość podwieszenia dwóch zbiorników dodatkowych pod skrzydłami (2X145 l). Hydrauliczna — trzy niezależne obwody: pierwszy do wypuszczenia i chowania podwozia, drugi — do hamulca aerodynamicznego, trzeci — do hamulców kół. Elektryczna — napięcie 24 V, akumulator 24 V/18 Ah, prądotętność 28 V/200 A, złącze zasilania lotniskowego, akumulator awaryjny. Tlenowa — butla i maski załogi, producent — Normalair-Garrett, zapas tlenu na 3,5 h. Awaryjna instalacja tlenowa w zestawach spadochronowych (zapas tlenu na 600 s).

Wyposażenie. Obok podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego oraz instalacji przewidziana jest możliwość montażu sztu-

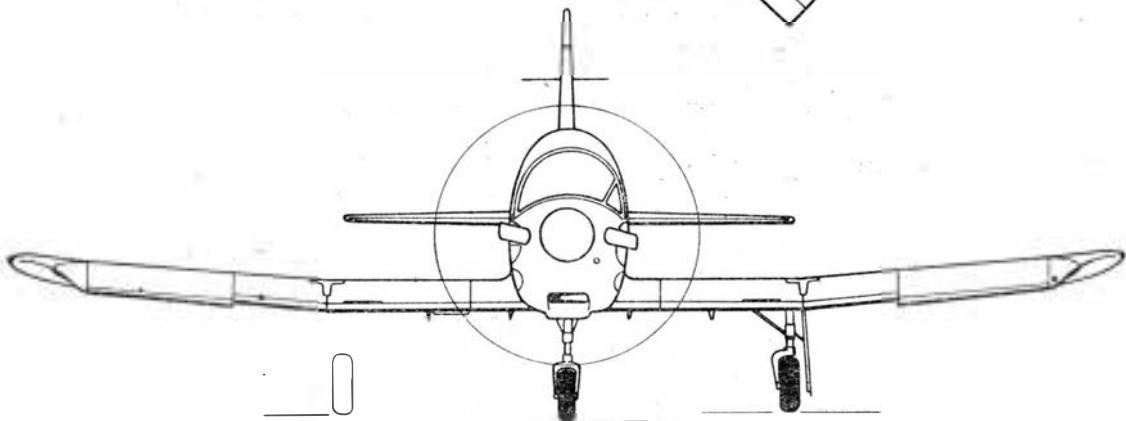
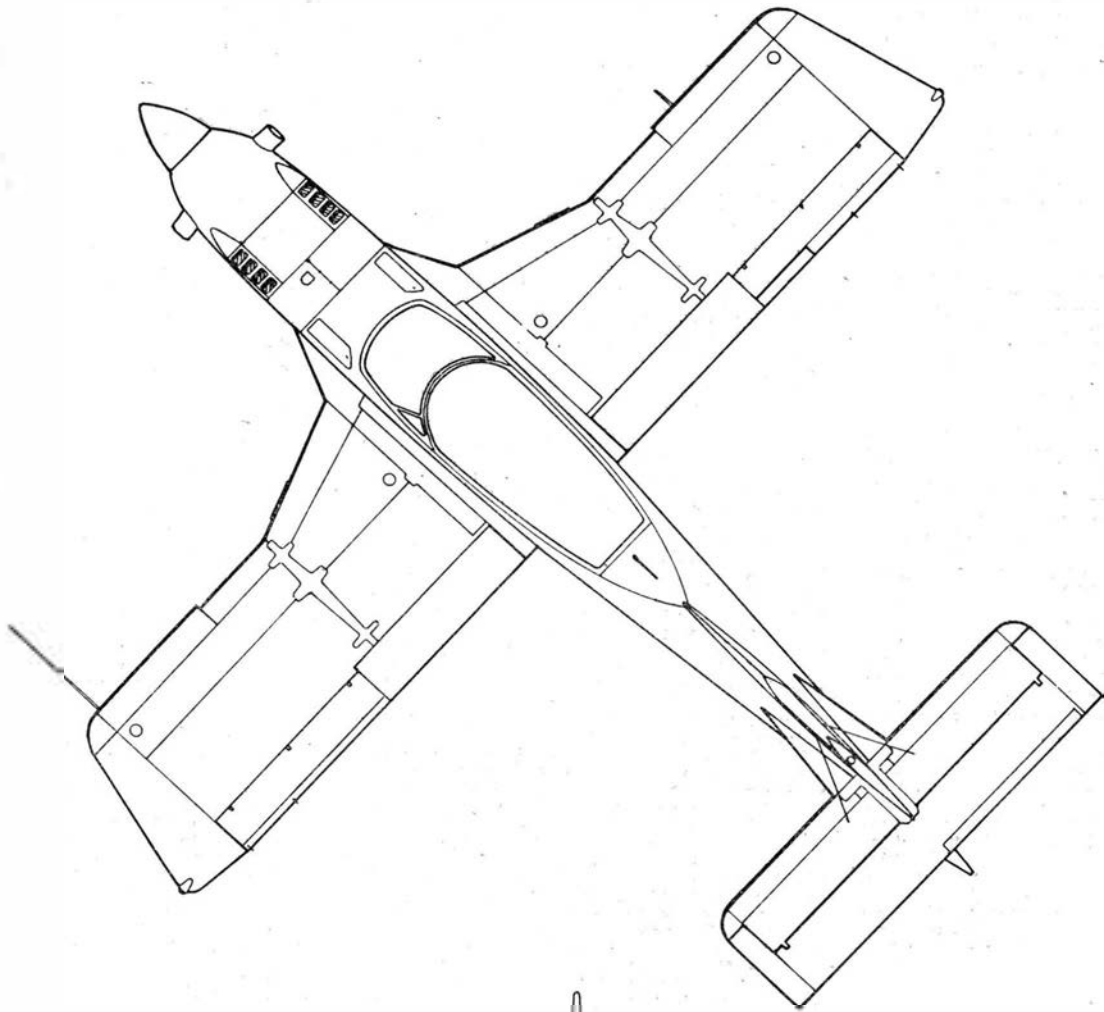
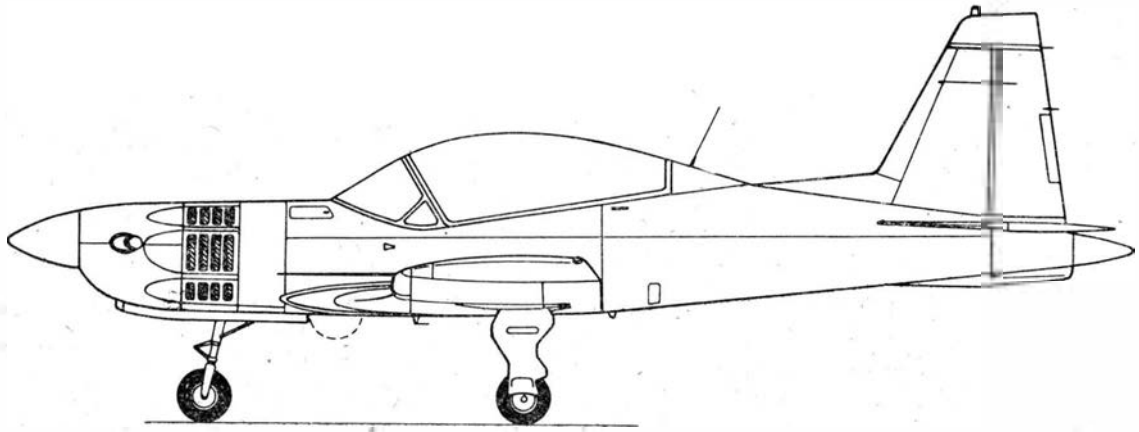
cznego horyzontu, zakrętomierza z chyłomierzem, przyspieszoniomierza, girobusoli, trzech radiostacji UHF (720-kanalowych), dwóch zestawów VOR/ILS, zestawu VOR/LOC, radiokompasu, transpondera, zestawu DME/MKR i systemu sygnalizacji awarii.

Uzbrojenie. Samolot przystosowany jest do przenoszenia uzbrojenia podwieszanego. Na czterech zaczepach podskrzydłowych zawieszac można różne zestawy bomb, pocisków niekierowanych, zasobnik z bronią strzelecką lub dodatkowe zbiorniki paliwowe.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. W połowie lat siedemdziesiątych brała Norman opracowała projekt samolotu szkolno-treningowego nowej generacji, nazwanego NDN-1 Firecracker. Prototyp tego samolotu oblatano 26 maja 1977 r. Niekonwencjonalne rozwiązanie kilku podstawowych problemów aerodynamiczno-konstrukcyjnych typowych dla tego samolotu znalazło nasładowców i istotnie dało początek nowej generacji samolotów szkolno-treningowych. Samolot Firecracker nie odniósł sukcesu — nie wszedł do produkcji seryjnej. Dalejszym etapem jego rozwoju stało się zastosowanie silnika turbośmigłowego przy równoczesnym usunięciu najbardziej krytykowanych mankamentów. Nowy samolot oznaczono NDN-IT i oblatano 1 września 1983 r. Przeszedł on próby wytrzymałościowe potwierdzające wytrzymałość struktury w zakresie współczynników obciążenia od +7.0 do -3,5. NDN-IT jest rozpatrywany jako jeden z kandydatów na samolot szkolno-treningowy dla RAF. Dotychczasowe losy NDN-1 i NDN-IT nie wróżą jednak tym konstrukcjom powodzenia, choć zapoczątkowały nową generację w swej klasie. Samolot NDN-1 nie wzbudził konkretnego zainteresowania odbiorców: NDN-1T jest zaś pod względem parametrów konstrukcją w swej klasie pośrednią między samolotami z napędem tłokowym a turbośmigłowym, ma przy tym wszystkie wady obu tych podgrup (mały udźwig — jak dla samolotu tłokowego przy zużyciu paliwa i zasięgu identycznym z zasięgiem dla dużych samolotów turbośmigłowych).

Masa startowa z przeciążeniem	1837 kg
Obciążenie powierzchni maks.	129 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	3,8 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	600 km/h
Prędkość maks.	402 km/h
Prędkość przelotowa	370 km/h
Prędkość ekonomiczna	333 km/h
Prędkość minimalna bez kłap	131,5 km/h
Prędkość minimalna z kłapami	111 km/h
Prędkość minimalna w locie odwróconym	150 km/h
Prędkość wypuszczenia podwozia	240 km/h
Wznoszenie (H = 0)	12,1 m/s
Pułap	8440 m
Zasięg maksymalny	2213 km
Zasięg bez zbiorników dod.	926 km
Rozbieg	191 m
Start na 15 m	403 m
Lądowanie z 15 m	497 m
Promień zakrętu na ziemi	5,5 m
Współczynniki obciążeń konstrukcji	n = +6,7 do -3,5

H.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (XI)

- 1 — (pot.) obchodzić burzę
- 2 — przelatywać nad strefą burzy
- 3 — (pot.) wychodzić na prostą (do lądowania)
- 4 — przypinać się (pasami)
- 5 — wypływać; wypuszczać (spadochron hamujący)
- 6 — nadawać kształt opływowy; ustawiać (stery) zgodnie z kierunkiem przepływu
- 7 — obliczać na wytrzymałość
- 8 — obliczać na 12-krotne przeciążenie
- 9 — rozbierać (na części); zdejmować część wyposażenia (dla ulżenia samolotu); usuwać, demontować
- 10 — lądować na lądowiska gruntowe
- 11 — startować z lądowisk gruntowych
- 12 — zasilać; podawać; dostarczać; doprowadzać
- 13 — zużyć zapas paliwa
- 14 — przerywać podawanie
- 15 — prowadzić obserwację; wykonywać zdjęcia; wizualizować przepływ
- 16 — omiać (wiązką radaru)
- 17 — zwiększać skos skrzydeł, przestawiać na duży skos
- 18 — przestawiać (skrzydła) na mały skos
- 19 — odchyłać (się), obracać (się) w płaszczyźnie poziomej
- 20 — przechodzić (z jednego typu samolotu na drugi)
- 21 — (pot.) włączyć przełącznik rozruchu (silnika)
- 22 — wyłączać wszystkie przełączniki
- 23 — „oblatywać” instalację, sprawdzić i. w locie
- 24 — dopracowywać układ sterowania
- 25 — wykrywać i usuwać asterki w instalacjach
- 26 — modernizować instalację
- 27 — spadać (o ciągu)
- 28 — utrzymywać ogon (samolotu) w położeniu opuszczonym
- 29 — zawiązać pionowo (przy wykonywaniu manewru)
- 30 — startować; pobierać (po wietrze z silnika)
- 31 — włączać się do działania, zaczynać pracę
- 32 — przechodzić na pilotaż z wizualnością
- 33 — zlewać paliwo, opróżniać zbiorniki paliwowe
- 34 — odprowadzać, pobierać (paliwo, powietrze); podłączyć (się)
- 35 — zmniejszać się (o prędkości); zwężać się ku końcowi
- 36 — kołować
- 37 — k. z bocznym wiatrem
- 38 — k. z wiatrem (tylnym)
- 39 — zakołowywać (na miejsce postoju)
- 40 — wykołowywać (na start)
- 41 — wychodzić na kurs lądowania, wykonywać zakręt standardowy (przy podejściu z prostej)
- 42 — przelatywać nad progiem (drogi startowej)
- 43 — cofnąć dźwignię gazu do położenia „wyłączone”
- 44 — (pot.) dawać gaz, szybko przestawiać dźwignię gazu do przodu
- 45 — dodawać gazu, zwiększać ciąg
- 46 — wypuszczać, wysuwać
- 47 — dawać ciąg, wytwarzać ciąg (o silniku)
- 48 — zmniejszać odstęp (między samolotami w szyku); zacięśniać (zakręt lub spiralę); dokręcać (nakrętkę, połączenie gwintowe)
- 49 — obracać, zmieniać kąt nastawienia (l. pochylenia)
- 50 — mierzyć czas; m. przebieg w czasie
- 51 — mieć niewielką liczbę wylatanych godzin (o pilocie)
- 52 — przewracać (się)
- 53 — (awaryjnie) zlewać paliwo ze zbiorników na końcach skrzydeł
- 54 — ustawiać zbieżnie (np. silniki lub koła)
- 55 — przełączać (przełącznik)
- 56 — uzupełniać paliwo (po pewnym zużyciu); podładować akumulator
- 57 — przerywać wznoszenie; dochodzić do wierzchołka „górkę”
- 58 — wychodzić z chmur przy przebijaniu w górę
- 59 — wznosić się do wyjścia z chmur
- 60 — dokręcać (np. nakrętkę)
- 61 — rzucać w górę i w dół (w turbulencji)
- 62 — przyziemiać, stykać się z drogą startową przy lądowaniu
- 63 — holować
- 64 — śledzić (cel); nadążać (za celem); opisywać krąg (o łopatach); nanosić trasę (na mapę), wyznaczać t.; znajdować się w stożku obrotu (wirnika nośnego)
- 65 — śledzić, nadążać
- 66 — naprowadzać (wg radaru)
- 67 — wypuszczać w przepływie (za samolotem); holować; być holowanym, wlec się
- 68 — poruszać się po założonym torze (lotu)
- 69 — wprowadzać na (założony) tor l.
- 70 — nadawać z pokładu statku powietrznego na ziemię
- 71 — wyważyć, zrównoważyć (klapką wyważającą, trymerem)
- 72 — znajdować się w sytuacji awaryjnej; być niesprawnym
- 73 — podwieszać od dołu; mieć tendencję do nurkowania; zniżać się poniżej ścieżki schodzenia
- 74 — chować (podwozie)
- 75 — oklejać nitkami (powierzchnię samolotu) dla wizualizacji przepływu
- 76 — zakręcać (w bok od trasy)
- 77 — zawrócić (o 180°); powrócić na poprzedni kurs
- 78 — zakręcać w kierunku radiolaterni l. lotniska
- 79 — przewrócić (się) na plecy; obracać się (o wirniku silnika)
- 80 — rozpocząć zakręt, wchodzić w z.
- 81 — (pot.) utrzymywać wzrost obrotów
- 82 — lądować z „niedolotem”, l. za krótko
- 83 — wyprowadzać (śmigło) z choraćiewki
- 84 — otwierać (się), rozwijać się (o spadochronie)
- 85 — odblokowywać, zwalniać, otwierać zamek
- 86 — rozładowywać; zmniejszać obciążenie; z. działające przeciążenie (przy manewrze); zlewać (paliwo)
- 87 — rozłączać; odłączać; odblokowywać; zwalniać; odbiepieczać
- 88 — odpinać, odłączać (z zamkiem szwbkoroziącym), rozpinać
- 89 — odrywać się (od ziemi); startować
- 90 — zmniejszać obroty; zmniejszać się, spadać (o obrotach); (pot.) wskazywać szybkie zmniejszanie wysokości (o wysokościomierzu)
- 91 — polepszać się (o pogodzie); zwiększać (ciąg silnika)
- 92 — ulepszać; aktualizować; modernizować; korygować, poprawiać
- 93 — wychodzić z przechyłu
- 94 — pozostawać w położeniu normalnym (nieodwróconym)
- 95 — tracić sterowność lub stateczność; naruszać
- 96 — (pot.) wznosić się

ENGLISH AVIATION VERBS AND PHRASES (XI)

- 1 — box a storm
- 2 — fly over the s., get over the s.
- 3 — straighten up
- 4 — strap (in)
- 5 — stream
- 6 — streamline
- 7 — stress
- 8 — s. to withstand 12 g
- 9 — strip
- 10 — operate into unprepared strips
- 11 — o. out of u. s.
- 12 — supply
- 13 — deplete fuel s.
- 14 — sever s.
- 15 — survey
- 16 — sweep
- 17 — s. aft, s. back
- 18 — s. forward
- 19 — swing
- 20 — switch
- 21 — hit the start switch
- 22 — secure all switches
- 23 — fly the system
- 24 — tailor the control s.
- 25 — trouble-shoot systems
- 26 — update system
- 27 — tail off
- 28 — hold the tail down
- 29 — stand on the t.
- 30 — take off
- 31 — t. over
- 32 — t. o. visually
- 33 — defuel the tanks
- 34 — tap
- 35 — taper off
- 36 — taxi
- 37 — t. crosswind
- 38 — t. downwind
- 39 — t. in
- 40 — t. out
- 41 — fly a teardrop
- 42 — cross the threshold
- 43 — secure the manual throttle, stop-cock the t.
- 44 — shove t. forward, slam t. f.
- 45 — uprate t.
- 46 — thrust out
- 47 — give t., produce t.
- 48 — tighten
- 49 — tilt
- 50 — time
- 51 — be short of t.
- 52 — tip over
- 53 — dump the tips
- 54 — toe-in
- 55 — toggle
- 56 — top off, top up
- 57 — top out, go over the top
- 58 — break out on t.
- 59 — climb to on t.
- 60 — torque
- 61 — toss about
- 62 — touch down
- 63 — tow
- 64 — track
- 65 — t. down
- 66 — t. out
- 67 — trail
- 68 — follow a trajectory
- 69 — inject into a t.
- 70 — transmit down
- 71 — trim out
- 72 — be in trouble
- 73 — tuck under
- 74 — t. up
- 75 — tuft, wool t.
- 76 — turn away
- 77 — t. back
- 78 — t. inbound, t. inward
- 79 — t. over
- 80 — commence a t., get into a t., go into a t.
- 81 — keep the turns up
- 82 — undershoot
- 83 — unfeather
- 84 — unfold
- 85 — unlatch
- 86 — unload
- 87 — unlock
- 88 — unsnap
- 89 — unstick
- 90 — unwind
- 91 — up
- 92 — update
- 93 — roll to the upright
- 94 — stay u.
- 95 — upset
- 96 — fly upstairs
- 97 — vector
- 98 — veer off
- 99 — vent
- 100 — waffle
- 101 — waggle
- 102 — warm up
- 103 — warp
- 104 — wash out
- 105 — wave off
- 106 — wavehop
- 107 — be weathered in
- 108 — fly into weather
- 109 — get out of the w.
- 110 — go under the w.
- 111 — pas w. to the pilot
- 112 — run into some w.
- 113 — weathercock, weather-vane
- 114 — whipstall
- 115 — wind down
- 116 — wind up
- 117 — work up and down
- 118 — wrap up
- 119 — write off
- 120 — yaw
- 121 — diverge the yaw
- 122 — zero in
- 97 — kierować; wskazywać kierunek lotu
- 98 — odchyłać się od kursu, o. się od założonego kierunku ruchu
- 99 — wypuszczać, wyprowadzać na zewnątrz; odpowietrzać
- 100 — lecieć niestatecznie
- 101 — machać skrzydłami (na przemian)
- 102 — podgrzewać (np. silnik przed rozruchem)
- 103 — skręcać, zwichrzać (np. skrzydło, dno kadłuba łodziowego)
- 104 — rozbić samolot; „znieść” podwozie przy lądowaniu; skręcać skrzydło
- 105 — przechodzić na II krąg
- 106 — lecieć lotem koszącym nad morzem
- 107 — być zmuszonym do pozostania na ziemi z powodu pogody
- 108 — wchodzić w chmurę
- 109 — wychodzić z chmur
- 110 — latać poniżej c.
- 111 — przekazać pilotowi dane meteorologiczne
- 112 — trafić w niekorzystne warunki m.
- 113 — ustawiać się zgodnie z przepływem
- 114 — wykonywać ślizg na ogon
- 115 — spadać (o obrotach)
- 116 — lecieć po cieńszym kręgu
- 117 — chować się i wypuszczać (o klapkach l. podwoziu)
- 118 — ulec awarii; rozbić się
- 119 — skasować; zbrakować; (pot.) „znieść” podwozie (przy lądowaniu)
- 120 — odchyłać się; wywoływać ruch odchylenia
- 121 — tracić stateczność kierunkową
- 122 — spowodować odchylenie do zera; naprowadzić samolot na założony punkt

K.D.

Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (II)

Dr inż. BOHDAN JANCALEWICZ

Wyznaczenie naprężeń w przekroju konstrukcji kompozyto-
wej na przykładzie dźwigara skrzynekowego obciążonego
momentem gnącym i siłą tnącą

Najczęściej stosowanym rozwiązaniem konstrukcyjnym dźwigarów w kompozytowych skrzydłach szybowców jest, jak już powiedziano, zastosowanie przekroju poprzecznego skrzynekowego. Uwzględnienie istotnej różnicy w wytrzymałości pasów rowingowych na rozciąganie i na ściskanie oraz niesymetrii obciążeń dopuszczalnych powoduje, że pasy ściskane — górne mają zwykle większe pole powierzchni przekroju poprzecznego niż pasy dolne. Grubości ścianek określone liczbą warstw tkanin zbrojonych są w danym przekroju zwykle stałe. Na rys. 2 przedstawiono typowy przekrój poprzeczny dźwigara.

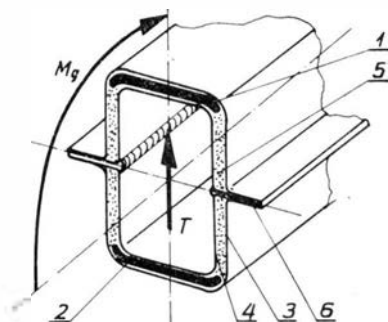
Dźwigar taki, wklejony do kesonu, w dotychczasowych analizach traktowany jest jako podzespół przeznaczony do pracy na zginanie i przeniesienie siły tnącej. Wymagania konstrukcyjno-technologiczne, wynikające z nadrzędności odwzorowania geometrii profilu nad odwzorowaniem geometrii dźwigara prowadzą zwykle do utworzenia klejowej warstwy kompensacyjnej między dźwigarem i powłokami kesonu. W przenoszeniu obciążeń wewnętrznych uczestniczy jednak w rzeczywistości cały przekrój poprzeczny konstrukcji skrzydła, a elementy przekroju biorą udział w przenoszeniu poszczególnych obciążeń proporcjonalnie do swoich udziałów w odpowiedniej sztywności np. giętej całej struktury. Udziały te mogą być procentowo nieznaczące, ale w stosunku do odpowiedniej wytrzymałości elementu mogą powodować zbyt wysokie poziomy naprężeń.

Przyjęty dla przykładu dźwigar skrzynekowy pracuje więc w dość złożonym stanie powiązań strukturalnych. Wyodrębnienie tego podzespołu do przykładowej analizy nie narusza idei metody. Trzeba tu dodać, że w wielu rozwiązaniach konstrukcyjnych pewne fragmenty dźwigarów — wysokoobciążone — mieszczące się w obszarze kadłuba, są bardzo bliskie rozważanemu przykładowo modelowi (rys. 3). Przekrój ten o założonych wymiarach zewnętrznych: h i b jest symetryczny względem osi z_0 , ale niesymetryczny względem osi x_0 ze względu na różne pola przekrojów pasów, co uwzględnia się przez różne grubości pasów $\delta_g > \delta_d$ przy tej samej ich szerokości. Dane poszczególnych elementów tego przekroju są następujące:

● 1 — pas górny

Pole powierzchni przekroju pasa rowingowego A_g wynikające z wymagań wytrzymałościowych utworzone z n_w wiązek o k_p pasm każda, przy stopniu zbrojenia γ_{z0} ma kształt prostokątny. Szerokość pasa b_p wynika z zależności:

$$b_p = b - 2 n_{tz} \delta_1$$



Rys. 2. Typowy przekrój poprzeczny dźwigara: 1 — pas górny, 2 — pas dolny, 3 — ścianka zewnętrzna, 4 — ścianka wewnętrzna, 5 — wypełniacz piankowy, 6 — półki łączące części górne i dolne ścianek

i stąd grubość pasa górnego wynosi:

$$\delta_g = \frac{A_g}{b_p}$$

Pas wykonany z rowingu ma w kierunku równoległym do zbrojenia wytrzymałość na rozciąganie δ_{nr} i na ściskanie δ_{nc} zbadane przy użyciu podstawowych elementów próbnych podobnie, jak moduły sprężystości E i G . Pas ma również pomierzoną w odpowiednich badaniach wytrzymałość na ścinanie międzypasmowe τ_{np} .

● 2 — pas dolny

Zakładając, że pas dolny ma tę samą strukturę wewnętrzną, a tym samym i właściwości wytrzymałościowe — można określić pole jego przekroju A_d i analogicznie grubość:

$$\delta_d = \frac{A_d}{b_p}$$

● 3 — ścianka zewnętrzna

Wymiary zewnętrzne ścianki wynikają z wymiarów b i h przekroju poprzecznego dźwigara. Grubość ścianki zewnętrznej jest wielokrotnością jednostkowych grubości nominalnych, a więc zależy od liczby warstw tkaniny o przyjętym stopniu zbrojenia γ_{zm} , czyli

$$\delta_{zs} = n_{tz} \delta_1$$

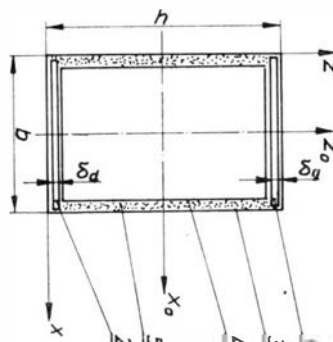
Ścianka ma pomierzone przy użyciu próbnych elementów podstawowych właściwości wytrzymałościowe w postaci wydatków naprężeń odniesionych do gramatury: wytrzymałość na rozciąganie — q_{nr} , na ściskanie q_{nc} i na ścinanie q_n . Znane są także z pomiarów moduły sprężystości E' oraz sprężystości postaciowej G' , wyrażone w podobny sposób jak wytrzymałości.

Właściwości te, stosownie do wymagań wynikających z poprawnej pracy ścianek, są pomierzone dla struktury o zbrojeniu symetrycznym ułożonym tak, że obciążenia normalne działają pod kątem 45° do kierunków włókien w tkaninach. Właściwości wytrzymałościowe wyrażone w postaci wydatków naprężeń odniesionych do gramatury można przeliczyć na naprężenia, korzystając ze względnej nominalnej grubości jednostkowej. Podobnie można przeliczyć moduły sprężystości.

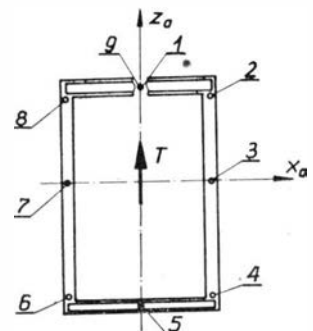
● 4 — ścianka wewnętrzna

Zakładając, że ścianka wewnętrzna została wykonana przy użyciu takiego samego zbrojenia, jak zewnętrzna, grubość jej będzie również zależna od n_{tw} wielokrotności jednostkowej grubości nominalnej czyli:

$$\delta_{sw} = n_{tw} \delta_1$$



Rys. 3. Model obliczeniowy przekroju poprzecznego dźwigara: uwaga: zaniebduje się udział pianki w przenoszeniu obciążeń, pozostawiając jej wpływ na geometrię przekroju i usztywnienie ścianek przed utratą stateczności



Rys. 4. Model obliczeniowy przekroju: 1-9 — punkty charakterystyczne

Wymiary zewnętrzne ścianki wewnętrznej po uwzględnieniu również grubości wypełniacza piankowego δ_w :

$$b_w = b - 2(n_{1z}\delta_1 + \delta_w)$$

$$h_w = h - (\delta_g + \delta_d) - 2n_{1z}\delta_1$$

Odpowiednie właściwości wytrzymałościowe q'_{nr} , q'_{nc} i q'_n są takie jak dla ścianki zewnętrznej.

Położenie osi obojętnej x_o przekroju wyrażone przez współrzędną z_o , będącą długością tej osi od osi x wyznacza się z momentów statycznych elementów przekroju z uwzględnieniem ich zastępczych modułów sprężystości, czyli:

$$z_o = \frac{\sum_i^n E_i A_i z_i}{\sum_i^n E_i A_i}$$

gdzie:

A_i — odpowiednio pole powierzchni przekroju pasa lub ścianki,

E_i — odpowiednio moduł sprężystości pasa lub ścianki,

z_i — odległość środka ciężkości przekroju pasa lub ścianki od osi x .

Moment bezwładności przekroju względem osi obojętnej będzie więc składał się z momentów bezwładności pasa i ścianek obliczonych względem osi obojętnej zgodnie ze wzorem Steinera, czyli:

$$I_{ix} = I_{i0} + A_i(z_i - z_o)^2$$

Na zastępczą sztywność giętą dźwigara składają się: sztywność pasów oraz sztywność ścianek

$$(EI)_d = (E_p I_{xp}) + (E_s I_{xs})$$

gdzie:

E_p — moduł sprężystości pasa,
 E_s — moduł sprężystości ścianki,
 I_{xp} — moment bezwładności pasa względem osi x_o ,
 I_{xs} — moment bezwładności ścianki względem osi x_o .

Udział pasów i ścianek w przenoszeniu momentu gnącego będą proporcjonalne do udziału ich sztywności giętej w sztywności dźwigara. Moment gnący przenoszony przez pasy wynosi więc:

$$M_{gp} = M_g \frac{E_p I_{xp}}{(EI)_d}$$

a moment gnący przenoszony przez ścianki odpowiednio:

$$M_{gs} = M_g \frac{E_s I_{xs}}{(EI)_d}$$

Największe naprężenia ściskające w pasie wyrażają się jako:

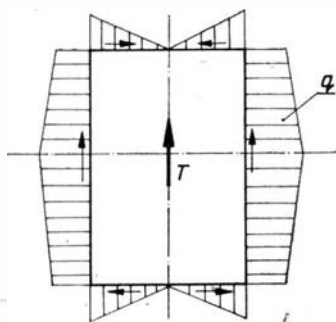
$$\sigma_{pc} = \frac{M_{gp}(h - z_o - \delta_{sz})}{I_{xp}}$$

i odpowiednio rozciągające:

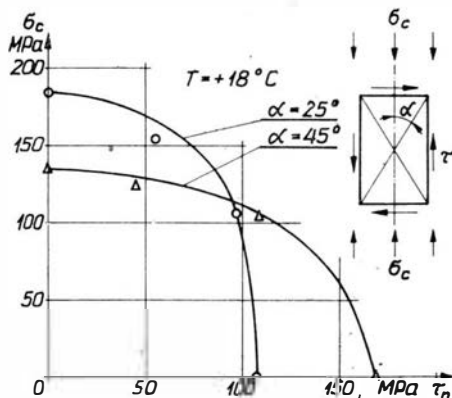
$$\sigma_{pr} = \frac{M_{gp}(z_o - \delta_{sz})}{I_{xp}}$$

Największe naprężenia ściskające w ściankach wynoszą:

$$\sigma_{sc} = \frac{M_{gs}(h - z_o)}{I_{xs}}$$



Rys. 5. Rozkład wydatków naprężeń tnących w ściankach



Rys. 6. Wytrzymałość struktury kompozytovej zginanej i skręcanej [wg 2]: trójkąt oraz kółko — punkty doświadczalne

$$\sigma_{sr} = \frac{M_{gs} z_o}{I_{xs}}$$

a rozciągające

Obliczenie rozkładu wydatków naprężeń tnących od siły poprzecznej przy użyciu zastępczego modułu izotropowego jest ułatwione ze względu na symetrię przekroju względem osi pionowej. Oznacza to bowiem, że po dokonaniu umownego przecięcia np. przez górny pas i ścianki w płaszczyźnie symetrii wydatek q_o będzie równy zeru. Na rys. 4 przedstawiono model obliczeniowy przekroju.

Wartości wydatków naprężeń tnących obliczone z zależności:

$$q_T = \frac{T \sum_i^m (E_i S_{xi})}{(EI)_d}$$

można wyznaczyć w charakterystycznych punktach przekroju oznaczonych na rys. 4 przez 1÷9. Biorąc pod uwagę wartości iloczynów momentów statycznych i modułów sprężystości można stwierdzić, że gradienty wydatków na odcinkach 1—2, 4—5, 5—6 i 8—9 będą znacznie większe niż na odcinkach 2—3, 3—4, 6—7 i 7—8. Wartości wydatków będą największe w punktach 3 i 7 a przyjmą wartość zero w punktach 5 i (1, 9). Na odcinku 1÷2 wydatek naprężeń q_{1-2} można rozłożyć na wydatek naprężeń w pasie oraz wydatek w ściankach proporcjonalnie do ich sztywności postaciowej $G_i \cdot A_i$. Wartość wydatku naprężeń tnących w pasie wyniesie więc (np. tuż przed punktem 2):

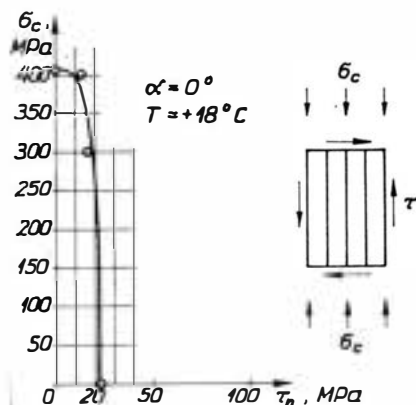
$$q_p = \frac{T(E_p S_{xp} + E_s S_{xs})}{(EI)_d} \cdot \frac{G_p A_p}{G_p A_p + G_s A_s}$$

a w ściance

$$q_s = \frac{T(E_p S_{xp} + E_s S_{xs})}{(EI)_d} \cdot \frac{G_s A_s}{G_p A_p + G_s A_s}$$

Wydatek naprężeń tnących w ściankach w punkcie 2 będzie rozłożony między ściankę zewnętrzną i wewnętrzną w ten sposób, że w ściance zewnętrznej będzie to suma części wydatku w pasie, przekazanego na ściankę sklejiną pas-ścianka zewnętrzna oraz wydatku w ściance zewnętrznej na końcu odcinka 1÷2. Wydatek naprężeń tnących w ściance wewnętrznej w punkcie 2 będzie równy wydatkowi w ściance wewnętrznej na końcu odcinka 1÷2 i części wydatku w pasie. Z tego rozumowania widać, że pominięcie w analizie ścinanie w warstwie kleju może mieć istotne znaczenie dla pracy skleiny zwłaszcza w narożu ścianka zewnętrzna—pas w punkcie 2 (i odpowiednio innych). Nie wielki wzrost wartości iloczynu $E_s S_s$ na odcinku 2÷3, wynikający z małych wartości zarówno modułu sprężystości ścianki, jak i momentu statycznego spowoduje, że wzrost wartości wydatku naprężeń tnących w ściance będzie również nieduży. Rozdzielenie przyrostu wydatków na odcinku 2÷3 pomiędzy ścianką zewnętrzną i wewnętrzną można przeprowadzić proporcjonalnie do udziału przyrostu iloczynu momentu statycznego ścianki i jej modułu sprężystości na odcinku 2÷3.

Powtarzając tę metodę postępowania kolejno pomiędzy dalszymi punktami charakterystycznymi obwodu otrzyma się typowy dla takich struktur powłokowych, cienkościennych rozkład wydatków naprężeń tnących w ściankach (rys. 5).



Rys. 7. Wytrzymałość struktury kompozytovej zginanej i skręcanej [wg 2]: kółko — punkty doświadczalne

Takie podejście do wyznaczania rozkładu wydatków naprężeń tnących od siły poprzecznej w elementach dźwigara jest możliwe, gdy struktura dźwigara może być traktowana, jako cienkościenna, powłokowa o zbliżonych wartościach szerokości i wysokości oraz gdy grubości pasów są porównywalne z grubościami ścianek. Ma to miejsce na dużych odcinkach dźwigarów kompozytowych zwłaszcza, że pasy są zbrojone rowingiem węglowym. Wyznaczenie wartości naprężeń tnących z wydatków wykonuje się, jak zwykle, odnosząc wydatek naprężeń do grubości elementu ścinanego. I tak dla pasa górnego lub dolnego:

$$\tau_g = \frac{q_{pg}}{\delta_g}; \quad \tau_d = \frac{q_{pd}}{\delta_d}$$

a dla konkretnej ścianki

$$\tau_s = \frac{q_s}{\sum (\delta_{is})}$$

Kryteria wytrzymałości i zapasy bezpieczeństwa elementów dźwigara w złożonym stanie obciążeń wewnętrznych

Sformułowanie kryteriów wytrzymałości i metody określenia zapasów bezpieczeństwa w celu porównania ich z wymaganymi współczynnikami bezpieczeństwa dla struktur kompozytowych o złożonym stanie naprężeń nie znajduje w literaturze szerokiego i jednoznacznego ujęcia. Rozważania teoretyczne np. [1] zawierają wiele przypadków rozpatrzonych przy założeniu modeli ortotropowych, przeważnie nie zweryfikowanych doświadczalnie. O ile podane tam przypadki elementarne prostych stanów nie budzą zastrzeżeń, o tyle już przypadek pasa zbrojonego jednokierunkowo i poddanego jednocześnie rozciąganiu wzdłuż włókien oraz ścinaniu budzi pewne zastrzeżenia.

Badania wykonane w Politechnice Warszawskiej w 1968 r. poświęcone doświadczalnej optymalizacji doboru struktury wewnętrznej próbników rurowych zbrojonych rowingiem szklanym o różnych kątach ułożenia oraz poddanych zginaniu i skręcaniu dostarczyły interesujących danych [2, 3]. Chodzi tu o otrzymaną postać zależności naprężeń normalnych od tnących w stanach zniszczenia przy różnych stosunkach momentu skręcającego do momentu gnącego, stałych wzdłuż całej przestrzeni pomiarowej próbki.

Badaniom poddano czterowarstwowe elementy o średnicy zewnętrznej $D = 24$ mm i wewnętrznej $d = 20$ mm. Struktura układu zbrojenia przewidywała zarówno elementy o jednolitych kierunkach ułożenia włókien: $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 25^\circ$ i 45° , jak i elementy o mieszanych kątach $\alpha_1/\alpha_2 = 0^\circ/10^\circ, 0^\circ/25^\circ, 0^\circ/45^\circ$. We wszystkich zbadanych przypadkach otrzymano po trzy punkty doświadczalne w zakresie $0 \leq M_s/M_g \leq 1$ oraz $M_g = 0$ — łącznie po cztery punkty doświadczalne. Zniszczenie następowało w miejscach największych naprężeń ściskających w warstwie zewnętrznej, z wyraźnie widocznym ścięciem międzypasmowym. Rozkład punktów doświadczalnych skłonił do postawienia hipotezy, że na potrzeby inżynierskie najwygodniejsze kryterium wytrzymałościowe otrzyma się z założenia, że miejscem geometrycznym punktów określonych przez σ, τ odpowiadających zniszczeniu elementu próbnego w miejscu największego ściskania*) jest fragmentem elipsy o półosiach równych wytrzymałości na ścinanie oraz na ściskanie. Interesujące z punktu widzenia rozpatrywanego przykładu, tzn. dźwigara wyniki dla $\alpha = 0^\circ$ i 45° oraz 25° przedstawiono na rys. 6 i 7. Naniesiono tam otrzymane punkty doświadczalne i ćwiartki elipsy zbudowanych na półosiach będących odpowiednio wytrzymałościami na ściskanie i na ścinanie. Współdziałanie włókien zbrojenia ułożonych wzdłużnie (po tworzącej walca) oraz pod kątem $\alpha = \pm 45^\circ$ do tej tworzącej może oddziaływać korzystnie na przenoszenie poszczególnych obciążeń. Na ile to współdziałanie jest istotne — trudno przesądzić, gdyż może ono w znacznym stopniu zależeć od wielu czynników.

W celu zorientowania się co do rzędu wielkości tego wpływu można przeprowadzić następujące obliczenie dla pracy przy czystym zginaniu (rys. 8).

Średnia wartość naprężeń ściskających przy zniszczeniu (patrz rys. 8 i [2, 3]) struktury o włóknach równoległych do tworzącej wynosiła $\sigma_{\parallel} = 424,0$ MPa, a dla włókien ułożonych pod kątem $\pm 45^\circ$ — $\sigma_{\times} = 127,1$ MPa.

Średnia wartość momentu gnącego odpowiadająca zniszczeniu elementu o strukturze złożonej tzn. ($\parallel \times \cdot \parallel \cdot \times$) wyniosła $M_g = 220,0$ Nm. Przyjmując zastępczy moment bezwładności przekroju:

$$I_z = \frac{\pi}{64} (24^4 - 20^4) = 8432 \text{ mm}^4 = 0,8432 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

otrzymuje się zastępczą wytrzymałość struktury

$$\sigma_g = \frac{M_g D}{2 I_z} = \frac{220,0 \cdot 0,024}{2 \cdot 0,8432 \cdot 10^{-8}} = 313,1 \text{ MPa}$$

Udziały sztywnościowe k_{\parallel} i k_{\times} warstw o kątach ułożenia $\alpha = 0^\circ, \alpha = \pm 45^\circ$ w przenoszeniu momentu gnącego obliczone na podstawie pomierzonych modułów sprężystości i obliczonych nominalnych momentów bezwładności wynoszą: gdy $\alpha = 0^\circ$

$$E_{sr} = 45,22 \cdot 10^3 \text{ MN/m}^2 \text{ [2 i 3]}, \\ I_{z0} = 0,4501 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4, \\ (EI)_{\parallel} = 20,36 \cdot 10^{-5} \text{ MN/m}^2$$

i gdy $\alpha = \pm 45^\circ$

$$E_{sr} = 16,28 \cdot 10^3 \text{ MN/m}^2 \text{ [2 i 3]}, \\ I_{z45} = 0,3931 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4, \\ (EI)_{\times} = 6,40 \cdot 10^{-5} \text{ MN/m}^2,$$

stąd

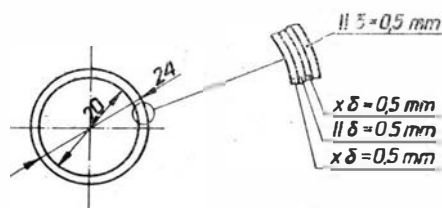
$$k_{\parallel} = \frac{20,36}{20,36 + 6,40} = 0,761$$

$$k_{\times} = 0,239$$

Naprężenia w poszczególnych warstwach równoległych ($\alpha = 0^\circ$) i skośnych ($\alpha = \pm 45^\circ$) obliczone przy założeniu modeli izotropowych wynoszą:

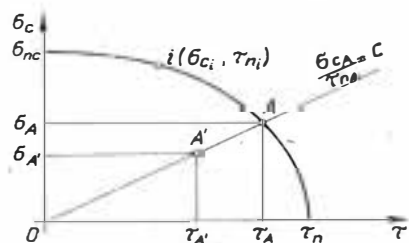
$$\sigma_{c\parallel} = \frac{0,761 \cdot 220,0 \cdot 0,012}{0,4501 \cdot 10^{-8}} = 446,50 \text{ MPa } (\Delta = +5,3\%)$$

$$\sigma_{c\times} = \frac{0,239 \cdot 220,0 \cdot 0,0115}{0,3931 \cdot 10^{-8}} = 153,8 \text{ MPa } (\Delta = +21\%)$$



Rys. 8. Nominalna struktura geometryczna przekroju elementu próbnego — zbrojenie: rowing ER — 2003 tex 2280, spoiwo E52+Z1 $\eta_{20} \approx 0,6$

Z przedstawionej analizy wynika, że wpływ współdziałania poszczególnych warstw włókien przy przenoszeniu zginania rzeczywiście może być istotny. Widoczna jest korzystniejsza praca włókien ułożonych pod kątem $\alpha = \pm 45^\circ$, ponieważ warstwa tych włókien, bardziej obciążona, jest objęta z obu stron warstwami włókien równoległych do tworzącej. Poprawa warunków pracy zewnętrznej warstwy włókien równoległych jest mniejsza, ponieważ tylko jednostronne oddziaływanie włókien skośnych opóźnia rozwarstwienie międzypasmowe. Biorąc pod uwagę ogólnie znane rozrzuty właściwości wytrzymałościowych można uznać, że oszacowane tu wpływy nie są zbyt duże i skierowane w stronę bezpieczną, co sprzyja przedstawionej metodzie analizy.



Rys. 9. Elipsa wytrzymałości

W celu wyprowadzenia kryterium wytrzymałości złożonej i określenia wskaźnika, który mógłby stanowić liczbowe ilustracje zapasu bezpieczeństwa rozważyć należy elipsę wytrzymałości opisaną na półosiach σ_{nc} i τ_n , jako odpowiednich wytrzymałościach na ściskanie oraz na ścinanie. W tym samym układzie współrzędnych należy nanieść prostą $\sigma_c(\tau)$ ilustrującą stan naprężeń w analizowanej konstrukcji o stałym stosunku $\frac{\sigma_c}{\tau_n} = c$.

*) Od zewnętrznego ściskania i ścinania.

Równanie elipsy wytrzymałości jest następujące:

$$\left(\frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{en}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{ni}}{\tau_n}\right)^2 = 1$$

gdzie: σ_{ci} i τ_{ni} są współrzędnymi i -tego punktu na elipsie.

Prosta stanu naprężeń o $\frac{\sigma_{cA}}{\tau_{nA}} = c$ wychodząc z początku

układu przecina elipsę w punkcie A . Niech punkt A' — σ_A , τ_A , obrazuje stan naprężenia odpowiadający np. obciążeniu dopuszczalnym. Zapas bezpieczeństwa v_z będzie wówczas stosunkiem odcinków

$$v_z = \frac{OA}{OA'}$$

Jeżeli zaś elipsa wytrzymałości kojarzona jest z wystąpieniem w punkcie A' naprężeń odpowiadających obciążeniom niszczącym, czyli iloczynowi obciążeń dopuszczalnych i założonego współczynnika bezpieczeństwa, co ma sens konstrukcyjny dla struktur kompozytowych, stosunek odcinków OA'/OA będzie wskaźnikiem w jakim stopniu wykorzystana jest wytrzymałość kompozytu w złożonym stanie obciążeń. Ten stosunek oznacza się jako:

$$e_B = OA'/OA$$

1 nazywa się wskaźnikiem wykorzystania wytrzymałości struktury w złożonym stanie obciążeń. Oczywiście gdy $e_B = 1$ wykorzystanie to jest całkowite.

Odcinek OA' można określić jako:

$$OA' = \sqrt{\sigma_A^2 + \tau_A^2}$$

odcinek OA zaś jako:

$$OA = \sqrt{\sigma_A^2 + \tau_A^2}$$

Z rozwiązania układu równań: elipsy i prostej otrzymuje się:

$$\sigma_A = \frac{\sigma_{nc} \cdot \tau_n \cdot c}{\sqrt{\sigma_{nc}^2 + \tau_n^2} \cdot c}$$

$$\tau_A = \frac{\sigma_{nc} \cdot \tau_n}{\sqrt{\sigma_{nc}^2 + \tau_n^2} \cdot c}$$

Po podstawieniu do wyrażenia na e_B otrzymanych wyrażeń otrzymuje się:

$$e_B = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{A'}}{\sigma_{nc}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{A'}}{\tau_n}\right)^2} \leq 1$$

jako kryterium wytrzymałości konstrukcji kompozytowej poddanej jednoczesnemu ścisłaniu i ścinaniu.

Należy mieć na uwadze rozruty właściwości wytrzymałościowych, co rzutować może na wyniki obliczeń w tym sensie, że nierzadko wskaźnik e_B będzie osiągać wartości wykraczające poza 1. Oznacza to tylko, że dana, sprawdzana konstrukcja, np. po próbie wytrzymałościowej, miała lepsze właściwości wytrzymałościowe niż średnie lub przyjęte jako wyjściowe do elipsy z pewnym poziomem niezawodności, określonym probabilistycznie.

CONTENTS

GÓRSKI P.: Ambulance helicopters in West Europe. TLiA, vol. XL, 1985, No. 6, p. 5.

The ambulance aviation systems used in France and FRG as well as the main types of French, German, British, Italian and American ambulance helicopters used in these countries, have been presented.

LASON J.: Terminology and classification of air transport (I). TLiA, vol. XL, 1985, No. 6, p. 8.

An attempt to classify the air transport on a broad basis against the background of general systematics of transport has been made. The author has described principles and levels of the systematics, the classificatory structure of air transport with its major components, and presented considerations on precise defining such terms as: air service, transport, carriage, airport etc.

JANCELEWICZ B.: Simplified strength analysis of composite structure at complex state of loads with the use of equivalent isotropic models (II). TLiA, vol. XL, 1985, No. 6, p. 16.

The author adapts conventional methods of analysis of thin-walled structures to analysis of stress in a typical box girder of composite structure, i.e. made of glass fibre reinforced epoxy plastics. He gives up attempts to take into account the material orthotropy, being satisfied with the isotropic model, whilst considering the complex state of stress in each girder element.

MALSKI A., GRUCHALSKI R.: Possibilities to reduce fuel consumption of aircraft piston engines. TLiA, vol. XL, 1985, No. 6, p. 20.

This article is a supplement to a paper by A. Malski, „Economic in-flight adjustment of air-fuel ratio in piston engines”, published in TLiA No. 11/1984. It contains the theory of combustion of weak and very weak air-fuel mixtures in piston engines, the most recent approaches to this problem and results of some investigations carried out in Poland and abroad.

MATUSAK P.: The resistance in the Warsaw aircraft factories in the years 1933÷1944. TLiA, vol. XL, 1985, No. 6, p. 22.

Activity of the Polish resistance at Ava, Szomański and Transavia (former Motolux) factories has been described. Some figures illustrating the decrease in production output have been included.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GÓRSKI P.: Sanitätshubschrauber in Westeuropa. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 6, S. 5.

Es werden Systeme der Anwendung des Sanitätsluftfahrtwesens in Frankreich und in der Bundesrepublik sowie die Haupttypen der französischen, bundesdeutschen, britischen, italienischen und amerikanischen Sanitätshubschrauber dargestellt, die in diesen Ländern eingesetzt werden.

LASON J.: Fachausdrücke und Klassifizierung des Lufttransports (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 6, S. 8.

In dem Aufsatz wird versucht eine komplexe Klassifikation des Lufttransports im Hinblick auf die allgemeine Transport-systematik durchzuführen. Der Autor stellt die Grundlagen und Stufen der Systematik, die Klassifikationsstruktur des Lufttransports sowie seine Hauptelemente, wie auch Erwägungen über die Präzisierung solcher Begriffe wie Verkehr, Transport, Beförderung, Flughafen u.a. dar.

JANCELEWICZ B.: Vereinfachte Festigkeitsanalyse von Verbundstrukturen im zusammengesetzten Beanspruchungszustand unter Anwendung isothermischer Ersatzmodelle (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 6, S. 16.

Der Autor führt eine Adaptation der klassischen Statikmethoden dünnwandiger Konstruktionen zur Analyse von Spannungen an einem typischen Kastenholm aus Verbundstruktur, d.h. aus mit Glasfasern verstärktem Epoxidharz, durch. Dabei wird die Berücksichtigung der Kunststofforthotropie vernachlässigt und das isothermische Modell bevorzugt sowie der zusammengesetzte Beanspruchungszustand in jedem Holmelement berücksichtigt.

MALSKI A., GRUCHALSKI R.: Möglichkeiten der Senkung des Kraftstoffverbrauches bei Flugkolbenmotoren. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 6, S. 20.

Der Aufsatz stellt eine Ergänzung des Beitrages von Dipl. Ing. A. Malski „Sparmäßige Regulierung im Flug der Gemischzusammensetzung bei Kolbenmotoren”, veröffentlicht in TLiA 11/1984, dar. Es werden die theoretischen Verbrennungsgrundlagen von armen und sehr armen Mischungen in Kolbenmotoren, die neuesten Auffassungen auf diesem Gebiet sowie die Ergebnisse der im Inn- und Ausland durchgeführten Versuche vorgestellt.

MATUSAK P.: Widerstandsbewegung in den warschauer Flugzeugbetrieben (1933÷1944). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 6, S. 22.

Es wird die Tätigkeit der polnischen Widerstandsbewegung während der Nazi-besetzung in den Werken Ava, Szomański und Transavia (ehemaliges Motolux) dargestellt. Die angeführten Zahlenangaben kennzeichnen die Senkung der Produktion.

СОДЕРЖАНИЕ

ГУРСКИ П.: Санитарные вертолеты в Западной Европе. TLiA, т. 40, 1985 г., № 6, с. 5.

Описаны системы применения санитарной авиации во Франции и ФРГ, а также главные типы французских, западногерманских, британских, итальянских и американских санитарных вертолетов, применяющихся в этих странах.

ЛАСОНЬ Е.: Терминология и классификация воздушного транспорта (I ч.). TLiA, т. 40, 1985 г., № 6, с. 8.

Попытка комплексной классификации воздушного транспорта на фоне общей систематики транспорта. Автор показывает принципы и уровни систематики, структуру классификации воздушного транспорта и его главные элементы, а также рассуждения в области уточнения терминов: сообщение, транспорт, перевозка, аэропорт и т.п.

ЯНЦЕЛЕВИЧ Б.: Упрощенный прочностный анализ структур из композитов при сложном напряженном состоянии, при использовании замененных изотропных моделей (II ч.). TLiA, т. 40, 1985 г., № 6, с. 16.

Автор применяет классические методы прочностных расчетов тонкостенных конструкций для анализа напряженного состояния в типичном коробчатом лонжероне из композита, т.е. эпоксидной смолы, армированной стекловолокном. Автор не пытается учесть анизотропные свойства материала, применяет только изотропные модели, но учитывает напряженное состояние в каждом из элементов лонжерона.

МАЛЬСКИ А., ГРУХАЛЬСКИ Р.: Возможности снижения расхода топлива авиационными поршневыми двигателями. TLiA, т. 40, 1985 г., № 6, с. 20.

Статья является дополнением статьи инж. А. Мальского «Экономическая регуляция состава горючей смеси поршневых двигателей в полете», напечатанного в № 11/1984 TLiA. Статья описывает теоретические основы процесса сгорания бедных и очень бедных смесей в поршневых двигателях последние идеи в этой области и результаты некоторых исследований, проведенных в Польше и за рубежом.

МАТУСАК П.: Подпольное движение на варшавских авиационных заводах (1933÷1954). TLiA, т. 40, 1985 г., № 6, с. 22.

Описана деятельность польского подпольного движения во время гитлеровской оккупации на заводах Ава, Шоманьски и Трансавиа (бывший Мотолукс). Приведены численные данные, характеризующие падение продукции.

Możliwości zmniejszenia zużycia paliwa lotniczych silników tłokowych

Mgr inż. ANDRZEJ MAŁSKI
Inż. RYSZARD GRUCHALSKI
WSK PZL-Rzeszów

Tłokowe lotnicze silniki spalinowe (l.s.s.) stosuje się obecnie prawie wyłącznie do lekkich samolotów ogólnego przeznaczenia. Ze względu na warunki pracy silniki te mają podstawową regulację gaźników niejako z góry przygotowaną na wytwarzanie stosunkowo bogatej mieszanki paliwowo-powietrznej (m.p.p.), której miarą jest wartość współczynnika α (określającego stosunek powietrza dostarczonego do spalania do stechiometrycznej ilości niezbędnego powietrza do spalania 1 kg paliwa). Próby wykorzystania w praktyce zubożonych m.p.p. napotykały w początkowym stadium rozwoju silników na określone trudności, jak np. występowanie zjawiska detonacji mimo stosowania w paliwach domieszek zmniejszających ich skłonności detonacyjne.

W latach 1923 i 1927 Ricardo, a następnie Burstal przeprowadzili badania i opublikowali wyniki dotyczące wpływu składu mieszanki wodór-mieszanka paliwowo-powietrzna na zwiększenie antydetonacyjnego zakresu pracy silnika. Prace prowadzone nad udoskonaleniem gaźników w latach czterdziestych dowiodły, że istnieje możliwość zmniejszenia zużycia paliwa w l.s.s. gwiazdowych i rzędowych przez regulowanie składu m.p.p. (zmianę współczynnika α) niezależnie od wysokości lotu dla określonego zakresu mocy.

Lata pięćdziesiąte przyniosły nowe prace, wykazujące niewątpliwą zależność wartości kąta wyprzedzenia zapłonu od możliwości stosowania ubogich m.p.p., stąd pojawienie się nowych rozwiązań iskrowników. Tak więc postęp w pracach badawczych oraz rozwój techniki wyposażenia silnikowego umożliwiły w latach przed i po II wojnie światowej stosowanie m.p.p. o współczynniku $\alpha = 1,05 \div 1,15$, czego wynikiem było zmniejszenie zużycia paliwa o ok. 10% w porównaniu z mieszankami normalnymi ($\alpha = 0,85 \div 1,0$).

Energetyczny kryzys minionego dziesięciolecia ze szczególną ostrością uwypuklił niedostatki silnika benzynowego i zmusił konstruktorów do dalszego poszukiwania możliwości rozszerzenia zakresu stosowania ubogich m.p.p. o współczynniku $\alpha = 1,15$, a nawet dużo większych ($\alpha \geq 1,5$).

W laboratoriach Jet Propulsion Laboratories przy współpracy z firmą AVCO (USA) w latach siedemdziesiątych prowadzono doświadczenia nad zagadnieniem stabilnego spalania bardzo ubogich mieszank w obecności wodoru i wg przewidywań NASA istnieją możliwości zastosowania

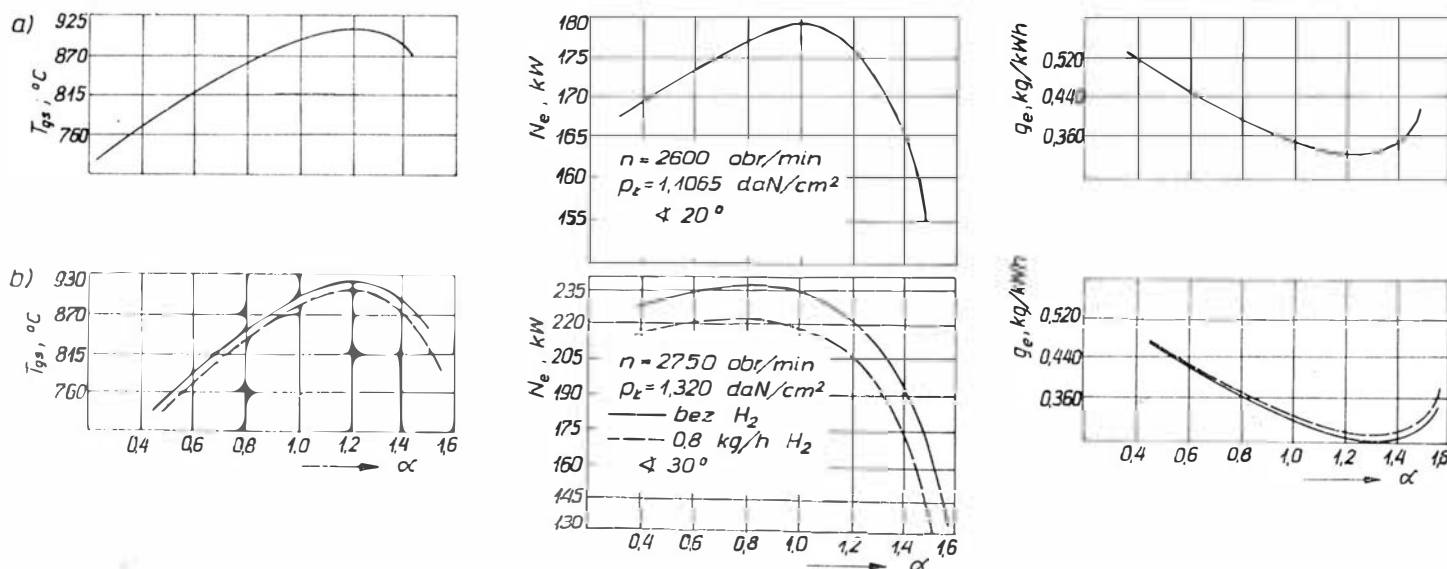
takich mieszank w tłokowych l.s.s. z zapłonem iskrowym [1].

Rezultaty prób stoiskowych dowiodły, że przy prawidłowo dobranym kącie wyprzedzenia zapłonu różnicowanym w czasie zmian parametrów pracy silnika, praca silnika na bardzo ubogich mieszankach z dodatkiem wodoru i bez dodatku nie stanowi żadnego problemu technicznego. Występujące zmniejszenie mocy przy stosowaniu zubożonych m.p.p. kompensowano zwiększeniem ciśnienia doładowania P_k cylindrów, co było możliwe przy obniżeniu roboczych temperatur silnika, a zatem i głowic. Okazało się również, że zmiany konstrukcji komory spalania w cylindrze pozwalają na utrzymanie prawidłowej szybkości spalania, jak również, że na jej zwiększenie znaczny wpływ ma rozmieszczenie dwóch świec. Wykazano więc jednoznacznie, że stosowanie dwóch świec w l.s.s. jest podyktowane nie tylko bezpieczeństwem lotu oraz skróceniem drogi płomienia, ale także możliwością stosowania ubogich m.p.p. (wykazano w tym przypadku celowość stosowania dwóch świec w silnikach samochodowych).

W Jet Propulsion Laboratories do badań na ziemi i w locie użyto seryjnego silnika chłodzonego powietrzem Lycoming TIO-541-E z indywidualnym wtryskiem paliwa do rur ssących. Był to silnik rzędowy, sześciocylindrowy o stopniu sprężania 7,3 oraz mocy startowej 280 kW (380 KM) przy 2900 obr./min.

Prowadzono próby z dodatkiem i bez dodatku wodoru dla różnych wartości kąta wyprzedzenia zapłonu (od $20^\circ \div 30^\circ$). Wodór otrzymano z benzyny 100/130 (służącej do pracy silnika) w generatorze, w którym specjalną rolę odgrywał katalizator w postaci ceramicznych kulek o średnicy 6,35 mm, pokrytych niklem. Wytworzona w generatorze m.p.p. o $\alpha = 0,36$ przechodząc przez odpowiednie węzłownice w temperaturze ok. 100°C rozkłada się na wodór w ilości 1,6 kg/h. Do uzyskania 1 kg wodoru potrzeba 8 kg paliwa, a typowy zestaw produktów reakcji wg objętości jest następujący: 21% H_2 , 23% CO , 52% N_2 oraz 4% CH , CO_2 i H_2O .

Na rys. 1a zamieszczono wykresy zależności temperatury gazów spalinowych T_{gs} , mocy na wale N_e oraz jednostkowego zużycia paliwa g_e od wartości α , a na rys. 1b — wykresy tych zależności przy zmianie kąta wyprzedzenia zapłonu oraz z dodatkiem i bez dodatku wodoru. Jak widać z zamieszczonych na tych rysunkach charakterystyk,

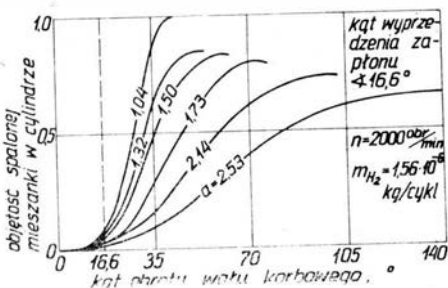


Rys. 1. Zależności osiągnięć silnika i temperatury gazów spalinowych od współczynnika α : a) przy kącie wyprzedzenia zapłonu 20° , b) przy kącie wyprzedzenia zapłonu 30° oraz z dodatkiem i bez dodatku wodoru

większym wartościom α odpowiadają mniejsze wartości g_e , N_e i T_{gs} . Dodatek wodoru do mieszanki paliwowo-powietrznej nieznacznie zmienia charakter przebiegu, zwiększając równocześnie odporność mieszanki na detonację, natomiast zmiana wartości kąta wyprzedzenia zapłonu przemieszcza funkcje w stronę większych α . Rezultaty uzyskane w czasie prób dowiodły, że zwiększenie kąta wyprzedzenia zapłonu przemieszcza minimum wartości g_e w obszar większych α zanim T_{gs} , a więc i temperatury głowicy osiągną maksymalne wartości. Pozwala to na pracę silnika w najbardziej ekonomicznym punkcie charakterystyki, bez niebezpieczeństwa przegrzania silnika, aż do wartości $\alpha = 1,54$, zarówno na ziemi jak i w powietrzu.

Na rys. 2 pokazano wg [3] wpływ współczynnika α na proces spalania mieszanki w jednocylindrowym silniku z komorą o objętości 298 cm³ i stopniu sprężania 7,8 przy prędkości obrotowej $n = 2000$ obr./min, z dodatkiem wodoru w ilości $1,56 \times 10^{-6}$ kg na 1 cykl. Widać, że ze wzrostem współczynnika α ilość zamienionego na ciepło paliwa zmniejsza się i przy wartości $\alpha = 2,53$ tylko 70% znajdującego się w cylindrze paliwa ulega spalaniu. Prowadzono również badania przebiegu spalania w zależności od kąta wyprzedzenia zapłonu i dodawanej masy wodoru przy różnych wartościach współczynnika α . Zależności te przedstawiono na rys. 3.

Autorzy niniejszego artykułu, zatrudnieni w Dziale Prób w Locie WSK PZL-Rzeszów, prowadzili i nadal prowadzą prace, które mają umożliwić eksploatację na ubogich mieszankach silników lotniczych użytkowanych w Polsce. Niektóre eksploatowane obecnie tłokowe silniki lotnicze produkcji krajowej, jak ASz-62IR, AI-14R, PZL-3S i R, PZLF-4 i PZLF-6 mają korektory, pozwalające (w sposób automatyczny lub ręczny) na zmianę składu mieszanki palnej w locie. Dotychczas dopuszcza się jedynie regulację składu m.p.p. wraz ze zmianą wysokości lotu dopiero od 1500 m wwyż (patrz instrukcje użytkowania wymienionych silników) zgodnie z wiedzą i doświadczeniem pilota, ponieważ silniki te nie są wyposażone w urządzenia do określania wartości współczynnika α lub innego parametru umożliwiającego regulację. Wychodząc z założenia, że jednym z najbardziej czułych na zmianę współczynnika α parametrów jest temperatura gazów spalinowych, autorzy przeprowadzili wiele prób z ww. silnikami z zastosowaniem do jej pomiaru zmodyfikowanego układu z silnika GTD-350. Przeprowadzone w latach 1982-1983 próby pozwoliły na określenie tzw. ekonomicznej metody wykonywania lotów poziomych na samolotach z l.s.s. na wysokościach od 100 m, która ogólnie formułowana jest w sposób następujący:



Rys. 2. Wpływ współczynnika α na ilość zamienionego na ciepło paliwa

— po osiągnięciu przez statek powietrzny nakazanej wysokości przelotowej (powyżej 100 m), należy ustalić lot poziomy na żądanych parametrach pracy silnika, a następnie nie zmieniając położenia dźwigni przepustnicy, dźwignią korektora wysokości zubażać skład mieszanki do określonej wartości temperatury gazów spalinowych;

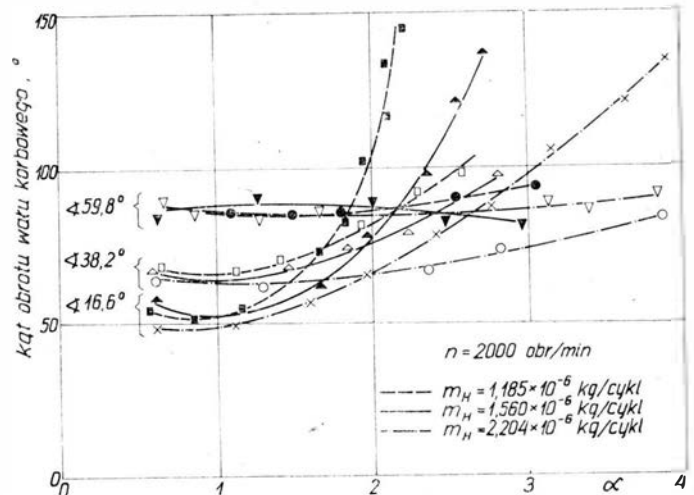
— każda zmiana parametrów lotu wymaga odpowiedniego doregulowania składu mieszanki — w celu uzyskania minimum g_e ;

— metoda ta obowiązuje w zakresie mocy do $0,85 N_{max}$;

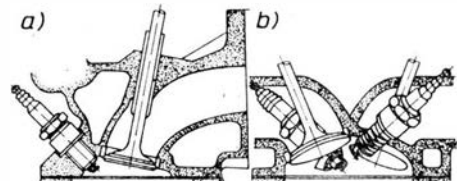
— do startu, wznoszenia i lądowania dźwignię sterowania składu mieszanki należy ustawić na mieszankę bogatą. Wyniki wstępnych prób są bardzo obiecujące, lecz wymagają dalszych prób dowodowych, które aktualnie trwają. Można jednak zaszykalizować, że oszczędności uzyskane tą metodą wyniosły dla samolotu An-2 z silnikiem ASz-62IR 25÷40 l/h, a dla samolotu Wilga z silnikiem AI-14R — 10÷15 l/h. Stosowanie m.p.p. o większych współczynnikach α (tj. uboższych) wymaga dalszych modyfikacji tych silników.

Podczas odbywających się w Londynie międzynarodowych konferencji, związanych z problematyką możliwości

stosowania ubogich mieszanek w pracy silników tłokowych z zapłonem iskrowym, wygłoszono kilkadziesiąt referatów, które pozwoliły na określenie nowych sposobów dalszego doskonalenia silników pod względem procesu spalania i konstrukcji [2].



Rys. 3. Wpływ kąta wyprzedzenia zapłonu i dodawanej masy wodoru na przebieg spalania



Rys. 4. Komora spalania silnika doświadczonego Nissan: a) przed zmianą konstrukcji, b) po zmianie konstrukcji

H. Schwarz z firmy Bosch w referacie „Instalacje zapłonowe dla silników spalinowych pracujących na ubogich mieszankach” określił na podstawie doświadczonej instalacji zapłonowej, umożliwiającej niezależne zmiany natężenia i czasu trwania wyładowania, konieczność zwiększenia wartości natężenia iskry do 500 mA i długotrwałości do 15 ms.

M. May (AIR S.A. Antipollution Industrial Research, Szwajcaria) w artykule „Benzynowe czterotaktowe silniki spalinowe o wysokim stopniu sprężania” poinformował, że dla przyspieszenia procesu zamiany energii przy pracy na ubogich mieszankach skonstruowano nowy silnik, w którym główna część komory spalania w głowicy jest umieszczona pod zaworem wlotowym, co zapewnia turbulentny ruch ładunku w głównej objętości komory spalania. Taka konstrukcja komory spalania pozwoliła na prawidłową pracę bez detonacji przy stopniu sprężania 14,3 na zwykłym paliwie samochodowym, przy znacznie zmniejszonej wartości g_e oraz zmniejszonych wartościach emisji toksycznych składników gazów spalinowych.

Y. Nakajima (Nissan Motors) przedstawił dane z silnika doświadczonego, w którym zastosowano dwie świece w pobliżu zaworu wlotowego oraz zmieniono konstrukcję komory spalania (na rys. 4a komora przed zmianą, a na rys. 4b po zmianie). Dzięki tym zmianom konstrukcyjnym możliwa była praca silnika na mieszankach $\alpha = 1,5 \div 1,55$ przy całkowicie otwartej przepustnicy do $\alpha = 1,48 \div 1,52$ przy częściowym otwarciu. Minimum g_e otrzymano przy $\alpha = 1,42 \div 1,48$.

*

Jak więc widać, przyszłością dla silników tłokowych w zakresie poprawienia ich ekonomiczności przez dalsze obniżanie zużycia paliwa jest konieczność wyposażenia ich w indywidualny wtrysk paliwa, z domieszką wodoru lub bez domieszki, dokonania dalszych zmian konstrukcyjnych komór spalania mających na celu zwiększenie turbulentności ładunku, oraz zastosowanie iskrowników umożliwiających zmianę kąta wyprzedzenia zapłonu podczas pracy silnika i zmodyfikowanych instalacji zapłonowych.

Regulowanie chwili zapłonu i wtrysku paliwa powinno być bardzo dokładne przy użyciu elektronicznych systemów sterowania, co jest szczególnie ważne w przejściowych stanach pracy silnika.

Ruch oporu w warszawskich fabrykach lotniczych (1939 ÷ 1944)

Dr hab. PIOTR MATUSAK

Istotne miejsce w niemieckiej produkcji lotniczej zajmował przemysł warszawski. Największy był zespół zakładów naprawczych na Okęciu, które zostaną omówione osobno. Z pozostałych fabryk lotniczych w Warszawie decydującą rolę odgrywały dwie: Ava i Fabryka Śmigieł, a wiele zakładów i warsztatów produkowało pojedyncze części i podzespoły, np. w PZInż. Ursus produkowano lotnicze pompy wtryskowe i odkuwki części samolotowych. Sabotaż przy ich produkcji prowadziły liczne tu komórki AK, RPPS i GL (m.in. grupa sabotażowa Ireny Gellert „Mewy”). Polegał on zwłaszcza na powodowaniu dużej liczby braków w wyniku celowych zmian wymiarów, nieprzestrzegania technologii produkcji, hartowania itp. Stosowano w tych zakładach także akcję „zółw” (opóźnianie wszelkich prac).

Ava

Fabryka Ava w Warszawie przy ul. Belwederskiej otrzymała nazwę Brunwerke i produkowała przyrządy pokładowe oraz elementy i urządzenia do samolotów, głównie Junkers Ju 88. We wrześniu 1943 r. zatrudniała ona 60 Niemców i VD (folksdojców) oraz 1600 Polaków. Okupant systematycznie powiększał Avę, włączając do niej fabrykę Popławskiego przy ul. Stępińskiej i fabrykę kapeluszy Nabilelaka. Dyrektorem naczelnym był Niemiec Borgman, technicznym — Hübel, szefem odbioru wojskowego — Neuman. Kadrcę inżynierską stanowili obok Niemców także Polacy: A. Dolis, A. Kiciński, J. Nagawiedn, W. Lewandowski, A. Iwanicki, Moraz. Polska załoga zdeterminowana patriotycznie od początku okupacji prowadziła tu sabotaż pracy, o czym świadczy znacznie niższa od planowanej faktyczna wydajność pracy.

Konsekwencją sabotażu pracy były opóźnienia w produkcji, które, jak wynika ze sprawozdania szefa Wydziału Lotniczego Przemysłu Wojennego AK inż. Wł. Łozińskiego „Mikołaja” za styczeń 1943 r. „spowodowane były... brakiem materiałów (bronzale, materiały do wyrobu cewek, narzędzi), niedokończonymi próbami urządzenia LK 26, zółwim tempem pracy robotników... inż. Małyńczyk zyskał sobie bardzo złą opinię dzięki swej nadmiernej gorliwości. Wytwórnia ma przejść w najbliższym czasie na system akordowy. Nowe stawki nieznane. Wśród robotników panują nastroje lewicowe... Werkschutz ma prawo legitymować wszystkich na terenie. W razie oporu — użycie broni... Dwóch pracowników wysłano do Treblinki za przestępstwa

porządkowe. 1.II (1943) aresztowano 5 robotników za kradzież narzędzi. Trzech wysłano do Treblinki...” [1].

Okupant dążył do maksymalizacji produkcji, o czym świadczy fakt, że tylko w październiku 1942 r. fabryka wysłała do centrali MWN 57 różnych przyrządów i 10 866 części, do DWM w Poznaniu — 40 000 części.

Duży zasięg w fabryce miał sabotaż również w późniejszych miesiącach i zmuszał Niemców do przeciwdziałania, o czym m.in. informował w sprawozdaniu z kwietnia 1943 r. komisarz fabryki z ramienia AK: „...personal zaprzysiężony, składający się z pracowników narzędziowni został przeniesiony karnie z powodu małej wydajności w produkcji i nie posiada swobody ruchów...” [2]. O rozmiarach zorganizowanej akcji dywersyjnej ruchu oporu, z którym współpracowały komórki fabryczne, zwłaszcza w wywiadzie, świadczy fakt podłożenia w czerwcu 1943 r. materiału wybuchowego pod jeden z budynków fabryki, w którym produkowano urządzenie pilota automatycznego i wyrzutniki bomb. Akcja ta spowodowała znaczne szkody i przerwę w pracy. Produkcję na pewien okres wstrzymano.

W wyniku akcji ruchu oporu w sierpniu 1943 r. poziom produkcji urządzeń pilota automatycznego osiągnął, mimo wydłużenia dnia pracy i terroru, zaledwie 70% przedwojennej polskiej produkcji na tym wydziale, zaś wydajność całej fabryki osiągnęła 80% produkcji przedwojennej, nie licząc braków obniżających znacznie jej jakość. W wyniku tego we wrześniu 1943 r. aresztowano kilku robotników za kradzież wiertarek, chcąc spacyfikować nastroje oporu polskiej załogi. W sprawozdaniu wrześniowym komórki AK czytamy: „...kurs w stosunku do Polaków ostry. Zatrzymano w areszcie nocnym na terenie fabryki co dzień kilku-nastu robotników, stosowano bicie po twarzy...” [2]. Sytuacja ta znajduje potwierdzenie komisarza AK, który m.in. w sprawozdaniu z listopada 1943 r. jako przyczyny niskiej wydajności pracy w fabryce wskazywał: „...a) ociąganie się w pracy, b) brak surowców, c) słabe wyniki prób LK 26 („rozregulowały się” w magazynie), d) wydajność 70%...” Popelniona została kradzież uchwytów centralnych do wiertarek, sprawców wykryto i uwięziono...” [2].

W wyniku sabotażu oraz powolnej i złej pracy (dużo braków), wynoszenia z zakładu surowców, narzędzi, produktu, nielegalnej produkcji i tzw. „fuszerki” oraz innych form sabotażu, wysokość produkcji systematycznie spadała z 80% stanu przedwojennego w sierpniu 1943 r. do 70% w listopadzie i 50% w styczniu 1944 r. Potwierdza to styczniowy (1944 r.) raport komisarza AK: „...nieoficjalny sabotaż (znikanie części* już po uznaniu ich za dobre). Wysoka ilość szmelcu 30÷80%. kradzieże niektórych materiałów jak sukna, srebrne kontakty, wiertła itp. Spóźnienia się przy poddostawach np. w Parysowie zepsuł się i jest dotychczas nieczynny wielki młot. Parysów dostarczał wszystkich odkuwek szalowych... Wydajność samej fabryki, nie biorąc poddostawców, wynosi około 50%...” [2].

Duża liczba braków spowodowana sabotażem w tej precyzyjnej produkcji „wychodziła” w szczegółowych badaniach każdej części, przy zamontowaniu jej do całego zespołu i pracy w temperaturze -60°. W fabryce w Parysowie dostarczającej odkuwki prowadzono sabotaż przez uszkodzenie maszyn, m.in. młotów. W czerwcu 1943 r. podpalono fabrykę, w wyniku czego nastąpił spadek produkcji odkuwek o 25%.

Fabryka Śmigieł Szomańskiego

Duży zasięg miał również ruch oporu w Warszawskiej Fabryce Śmigieł i Wyrobów Drzewnych, Waclaw Szomański i S-ka na Bielanych, która produkowała: śmigła, koła, narty lotnicze [3]. Dyrektorem fabryki był Polak inż. Jerzy Bukowski, prezesem — W. Szomański. Zatrudniała ona w 1943 r. 225 robotników i techników (samych Polaków), a w

TABLICA I. Spadek wydajności pracy fabryki Ava w latach 1942 ÷ 1944

Rodzaj sprzętu	Program miesięczny	1942 r.		1943 r.			1944 r.
		XII	I	VI	% plan	X	I
Cewki ind. (Hub 99)	2 000	2 000	—	—	—	1 000	1 500
Przewod. giętkie	7 000	4 000	2 500	—	—	—	—
Przełączniki ruchu (Dupla)	3 700	60%	60%	3 400	60	3 400	4 000
Sygnalizatory	8 000	—	3 000	7 000	80	11 300	10 000
Łącznik wałów giętkich	1 000	60%	60%	1 000	80	1 100	800
ED 131	800	bd	bd	bd	bd	—	1 500
ED 151	1 500	bd	bd	bd	bd	2 200	1 800
Wyrzutniki bomb	bd	bd	bd	15 000	90	—	—
Wały giętkie	bd	bd	bd	7 000	90	7 000	3 000
Drążek sterowy pilota	bd	bd	bd	400	75	—	—
Pilot automatyczny	bd	bd	bd	100	10	—	—

Źródło: Sprawozdanie przemysłowe „Mikołaja”, AWIH III/28/6, s. 90, 142 ÷ 212; Sprawozdanie przemysłowe „Magazynu” za styczeń 1944 r., CAKC PZPR, 203/III/6, s. 262; bd — brak danych

TABLICA 2. Produkcja Fabryki Śmigiel na Bielanach w latach 1943÷1944

Rodzaj produkcji	Plan prod. mies.	Możliwość prod. mies.	1943 r.						1944 r.
			IV i V	VI	VII	VIII	IX	XII	I
Śmigła drewniane 2 m	175	125	230	50	50	40	47	166	156
Śmigła 2,6 m	—	60	—	—	—	—	—	—	—
Śmigła czteropłatowe	—	20	—	—	—	—	—	—	—
Śmigła 3,5 m	25	—	—	—	—	—	—	33	16
Koła do wozów taborowych	—	5 000	7 880	4 000	4 000	600	—	200	175
Narty lotnicze (par.)	—	30	—	—	—	—	—	—	—
Wozy taborowe	12	20	18	12	12	—	—	—	—

Źródło: Sprawozdanie przemysłowe kierownika Wydziału I PW KG AK „Mikołaja” za okres 1942÷I.1944, AWIII III/28/6, s. 24, 141, 157, 461, CAKC PZPR, 203/III/6, s. 312.

marcu 1944 r. załoga wzrosła do 277 osób. Fabryka nie wykonywała również narzuconych przez Niemców planów produkcji, podzespołów, elementów i części samolotów.

Działalność sabotażową w tym zakładzie prowadzono głównie przez obniżanie wydajności pracy, np. w maju 1943 r. wynosiła ona zaledwie 75% przedwojennej. Ze względu na zgromadzone zapasy drewna, w fabryce w wyniku sabotażu często wybuchały pożary, m.in. 30.9.1942 r. spalono duży magazyn drewna na śmigła, 13.12 podłożono termity w dwóch punktach fabryki, wywołując pożary (ugaszone). 13.5.1943 r. ruch oporu spalił filię fabryki przy ul. Gniewkowskiej, którą dzierżawiła firma Bekoba. Spłonęło m.in. 120 m³ drewna lotniczego.

Akcję podpaleń prowadzono również w 1944 r., o czym czytamy w sprawozdaniu komisarza AK z początku 1944 r.: „...po stwierdzeniu 2-krotnej próby podpalenia (płomień ugaszono w zarodku) zaangażowano z niemieckiego przedsiębiorstwa OBHUT straż uzbrojoną 5 ludzi...” [3].

TABLICA 3. Realizacja planów produkcji Transavii w 1943 r.

Rodzaj produktu	Planowano miesięcznie	1943 r.
Drążki sterowe	425	350
Przeguby — łączniki łożysk silnikowych:		
— 16 t (części)	6 000	3 448
— 40 t (części)	3 000	1 243

Źródło: AWIII, III/28/6, k. 601

Poważne wpływy w fabryce miały: AK oraz PPR i GL. Komórkę PPR utworzył Zygmunt Synowiec „Sobański”, „Siwy” (sekretarz KD Marymont), a działał w niej Eugeniusz Skudmewski. Rozwinęła ona sabotaż i akcje podpaleń. W 1944 r. utworzono KF PPR, który nawiązał współpracę z RPPS. Wpływy PPR potwierdzały oceny sytuacji politycznej wśród załogi dokonywane przez komisarza AK, który m.in. w meldunku za maj 1943 r. informował, że załoga robotnicza stanowi podatny grunt do agitacji komunistycznej.

Sprawozdania komisarza AK za sierpień i wrzesień 1943 r. informują o szerokiej akcji sabotażu pracy: „...Wydajność pracy szczególnie w dziale śmigłowym spada systematycznie i nie daje się podnieść żadnymi premiami... Nieporozumienia na tle ekonomicznym. Podatny grunt do agitacji komunistycznej. Rozwinęła się ostatnio kradzież (żywność, drzewo, koła, narzędzia)...” [3]. Także sprawozdanie za styczeń 1944 r. podawało, że wydajność robotników wynosiła 3/4 wydajności przedwojennej. „...W związku z ciężką sytuacją spowodowaną pożarem i znacznym zmniejszeniem produkcji śmigiel, zmieniono w połowie grudnia 1943 r. system płac: skasowano stałe dodatki w wysokości 50÷100% a wprowadzono premię za wydajność w tej samej wysokości... Od czasu pożaru żadnych aktów sabotażu nie zauważono...” [3]. Duża liczba sabotaży i nastroje oporu robotników zmusiły okupanta do utworzenia w fabryce Werkschutzu. Stał się on przedmiotem ataku grup bojowych ruchu oporu, m.in. 25.3.1943 r. uprowadziły one (jako

TABLICA 4. Produkcja firmy Döring w 1943 r.

Rodzaj produktu	Miesięcznie w 1943 r.
Skrzynki akumulatorowe ZBK	1 500
MK 8b-R	1 200
Relais	300

Źródło: AWIII, III/28/6, k. 217

zakładnika) inż. Otto Schwarzenberga, 24.6 — oddział ruchu oporu zarekwirował 13 000 zł wziętych do fabryki, a 13.8 — dokonał napadu na wartownię Werkschutzu — zginął jeden Niemiec, a jeden był ranny, 16.8 — zaatakowano wóz fabryki (ranni Niemcy), 17.12 — grupa GL ZWM dowodzona przez Lecha Kobylńskiego „Konrada” opanowała wartownię i zabrała 4 pistolety, 26.1.1944 r. zaatakowano Werkschutz, 25.2 — rozbrojono werkschutz, 26.2 — grupa Kedywu z Żoliborza (podch. „Swidy”) opanowała wartownię i zdobyła 4 sztuki broni. Ranny został „Kamiński” i zginął jeden Niemiec.

Transavia

W fabryce działała aktywna komórka sabotażowo-dywersyjna AK zorganizowana przez por. Koźlikowskiego (zamordowany w 1942 r. w Mauthausen) i Zbigniewa Rudkę „Kostyńskiego” (aresztowany w 1941 r.). W b. Motoluxie w Warszawie utworzono filię firmy Transavia z Berlina. W końcu 1943 r. została ona zorganizowana w przedsiębiorstwie Transavia Gerätebau Grabów i Wilanów, które zatrudniało 506 robotników (w tym 16 Niemców i 22 VD, 2 Belgów). Formą sabotażu była tu powolna praca robotników polskich, w wyniku czego fabryka nie wykonywała planów produkcji.

Akcję sabotażu prowadzono również w warszawskiej firmie Wilhelm Döring przy ul. Okopowej, która zatrudniała 550 Polaków i produkowała skrzynki do baterii samolotowych ZBK, wyłączniki samoczynne, wyłączniki do wyrzutników bomb samolotowych SW4, przekaźniki liniowe telegraficzne Relais, zapalniki bomb. Oprócz sabotażu pracy prowadzono tu sabotaż produkcji. Minimalne braki przy produkcji zapalników wynosiły przeciętnie 10%. W lutym 1944 r. Niemcy „nakryli” w czasie „lewej roboty” sześciu tokarzy razem z majstrem. Majstra usunięto z pracy, a tokarzom zabrano deputaty. 15.10.1943 r. oddział ruchu oporu zabrał z fabryki samochód ciężarowy, a 10.5.1944 r. rozbroił wartownię Werkschutzu i zabrał trzy pistolety.

Akcją sabotażu objęto także inne, kooperujące fabryki przemysłu metalowego. Wybuch Powstania Warszawskiego zakończył działalność fabryk lotniczych w Warszawie, z wyjątkiem Fabryki Śmigiel, którą Niemcy wraz z pracownikami ewakuowali w Sudety.

ŹRÓDŁA

- CAKC PZPR, 203/III/15, s. 162.
- CAKC PZPR, 203/III/5.
- AWIII III/28/6.

cd. ze s. 12

LITERATURA

- J. E. CHIRWELLA, L. A. DUKE, W. A. MENARD: High fuel economy in an aircraft piston engine when operating ultra-lean. SAE Prep., 1977, nr 770488.

- Porszniewyje i gazoturinyje dwigatieli. Ekspres-Informacja nr 6, 1980, s. 17÷19.
- J. WOLFGANG: Beeinflussung der ottomotorischen Verbrennung durch Zusatz von Wasserstoff zum Kraftstoff. MTZ, 1979, 40, nr 2, s. 75÷78.

lotnicza

ASTRONAUTYCZNA

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 KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej**

Spis treści

	Str.
A. Glass: Samolot, artyzm i handel	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: PLL LOT w 1982-1983 r. (stan na 31.XII)	4
P. Górski: Śmigłowce sanitarne w Europie Zachodniej	5
J. Lason: Terminologia i klasyfikacja transportu lotniczego (I) (artykuł dyskusyjny)	8
KARTOTEKA TLiA: Enaer T-35 Pillan	11
NDN-IT Turbo Firecracker	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (XI)	15
B. Jancelewicz: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (II)	16
A. Malski, R. Gruchalski: Możliwości zmniejszenia zużycia paliwa lotniczych silników tłokowych	20
P. Matusak: Ruch oporu w warszawskich fabrykach lotniczych (1939-1944) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROTOTYPY: Bryan (Schreder) HP-21	II okł.
NDN NAC.1 Freelance	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty Cessna UC-78 Bobcat — rys. K. Cieślak



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:mgr inż. *Andrzej Glass***Sekretarz Redakcji:***Emilia Łazarewicz***Redaktorzy działowi:**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. *W. Błaszczak*, mgr inż. *Z. Głuski*, mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski* (wiceprzew.), mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*, doc. dr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, dr inż. *A. Kowalski*, mgr inż. *T. Krótkiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *K. Kunachowicz*, doc. dr inż. *J. Lamparski*, mgr inż. *M. Mikluszka*, mgr inż. *A. Mistörek*, mgr inż. *Z. Olszański*, mgr inż. *E. Puj-szo*, mgr inż. *Z. Stankiewicz*, mgr inż. *S. Trębacz*, inż. *R. Woliński*, mgr inż. *M. Zawadzki*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0355-1300/85. Nakład 6550 egz.

Cena pojedynczego egz. zł 80.—

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. N-13.

Prenumerata roczna zł 960.—

INDEKS 37909

GÓRSKI P.: Śmigłowce sanitarne w Europie Zachodniej. TLiA, t. XL, 1985, nr 6, s. 5

Przedstawiono systemy stosowania lotnictwa sanitarnego we Francji i RFN oraz główne typy francuskich, zachodniemieckich, brytyjskich, włoskich i amerykańskich śmigłowców sanitarnych stosowanych w tych krajach.

LASON J.: Terminologia i klasyfikacja transportu lotniczego (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 6, s. 8

Próba przeprowadzenia kompleksowej klasyfikacji transportu lotniczego na tle ogólnej systematyki transportu. Autor przedstawia zasady i poziomy systematyki, strukturę klasyfikacyjną transportu lotniczego i jego główne elementy, a także rozważania nt. uściślenia terminów: komunikacja, transport, przewóz, port lotniczy i in.

JANCELEWICZ B.: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 6, s. 16

Autor dokonuje adaptacji klasycznych metod statyki konstrukcji cienkościennych do analizy naprężeń w typowym dźwigarze skrzynkowym o strukturze kompozytowej, tj. z tworzywa epoksydowego wzmoczonego włóknem szklanym. Odchodzi od prób uwzględnienia ortotropowości tworzywa poprzestając na modelu izotropowym, natomiast uwzględnia złożony stan naprężeń w każdym elemencie dźwigara.

MALSKI A., GRUCHALSKI R.: Możliwości zmniejszenia zużycia paliwa lotniczych silników tłokowych. TLiA, t. XL, 1985, nr 6, s. 20

Artykuł stanowi uzupełnienie artykułu mgr inż. A. Malskiego pt. „Oszczędnościowa regulacja w locie składu mieszanki palnej silników tłokowych”, zamieszczonego w TLiA nr 11/1984. Przedstawiono w nim podstawy teoretyczne spalania ubogich i bardzo ubogich mieszanek w silnikach tłokowych, najnowsze koncepcje w tym zakresie oraz wyniki niektórych badań przeprowadzonych w kraju i za granicą.

MATUSAK P.: Ruch oporu w warszawskich fabrykach lotniczych (1939-1944). TLiA, t. XL, 1985, nr 6, s. 22

Przedstawiono działalność polskiego ruchu oporu w latach okupacji hitlerowskiej w wytwórniach Ava, Szomański i Transavia (b. Motolux). Zamieszczono dane liczbowe charakteryzujące spadek produkcji.

Spotkanie z działaczami Sekcji Lotniczej SIMP w Mielcu

Zgodnie z programem prac Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP 14 listopada ub. roku odbyło się w WSK PZL-Mielec wyjazdowe posiedzenie poszerzonego Prezydium Zarządu Sekcji wspólnie z przedstawicielami SIMP zakładu mieleckiego.

Dzięki uprzejmości dyrekcji Instytutu Lotnictwa członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej, przewodniczący zespołów Zarządu oraz zaproszeni goście skorzystali z przelotu samolotem Jak-40 na trasie Warszawa-Okecie — Mielec lotnisko fabryczne i z powrotem.

Przybyli uczestnicy spotkania, w reprezentacyjnym gronie 8 osób, o godz. 10 zostali powitani w lokalu Robotniczego Centrum Kultury przez członków Zarządu i działaczy Sekcji Lotniczej Koła Zakładowego SIMP przy OBR SK Mielec, kol. kol. S. Gąskę, W. Błaszczaka, S. Swistą i R. Chęcińskiego, którzy towarzyszyli gościom aż do odlotu.

Program spotkania przewidywał zwiedzenie Izby Tradycji WSK (rozwoj techniki lotniczej, pamiątki historyczne, dokumenty walki i męczeństwa z okresu wojny), wystawy malarstwa regionalnego oraz zapoznanie się z produkcją lotniczą na wydziałach zakładu.

Po fabrycznym obiedzie, w sali konferencyjnej Ośrodka Badawczo-Rozwojowego PZL, odbyło się zebranie, w którym uczestniczyło ok. 50 osób. Zebraniu przewodniczył kol. W. Błaszczak, przew. Zespołu Płatowcowego Zarządu Sekcji, który zapoznał uczestników spotkania z dorobkiem i działalnością samodzielnego, mieleckiego Koła Sekcji Lotniczej SIMP. Sekcja liczy 360 członków, skupionych w 15 kołach wydziałowych. Działaczom udało się zorganizować kilka pouczających wycieczek, m.in. na wystawę osiągnięć lotniczych w Warszawie, na Targi Poznańskie oraz dwie techniczno-rekreacyjne: do Lwowa i trasa Moskwa-Rewań-Kijów. Ta ostatnia impreza pozwoliła Zarządowi nawładzać współpracę z branżową społeczną organizacją kijowska. Koło Sekcji Lotniczej otrzymało II nagrodę Oddziału Wojewódzkiego NOT w Rzeszowie za usprawnienie aparatury do M18. Kol. W. Błaszczak zwrócił uwagę na obniżenie poziomu wiedzy oraz autorytetu inżynierów, zasygnalizował również zmniejszenie zgłaszanych projektów racjonalizatorskich, a także rezygnację z ich realizacji, spowodowanej brakiem środków. Obecnie koło mieleckie weryfikuje swoich członków, mobilizuje racjonalizatorów do samodzielnego działania i wprowadza system motywacyjny w celu zwiększenia zarobków kadry technicznej.

Kol. A. Misiorek, przewodniczący Zarządu Sekcji, podziękował działaczom Sekcji Lotniczej za zorganizowanie w Mielcu zebrania Prezydium Zarządu z udziałem międzyscowych aktywistów SIMP. Nawiązane kontakty ułatwia współpraca jednostek organizacyjnych Sekcji. Następnie kol. przewodniczący omówił działalność i program prac oraz ponosił kolegów z Mielca o przygotowanie do dyskusji „okrągłego stołu” zagadnień budowy płatowców w polskich zakładach lotniczych. Jest bowiem wiele obaw co do zamierzeń perspektywicznego programu konstrukcji samolotów oraz niepokoił dotyczących działalności ośrodków badawczo-rozwojowych.

Kol. J. Horbaczewski zaznajomił zebranych z akcją przyznawania stopni specjalności zawodowej. Powinno być ambicją zakładu staranie o takie tytuły dla swoich inżynierów, a tymczasem prawda jest ta-

ka, że zakłady PZL w Mielcu, Kaliszu, Rzeszowie i Warszawie nie wystąpiły do tychczas o przyznanie specjalizacji lotniczej. Jest zapewniona fachowa pomoc przy załatwianiu koniecznych formalności. Wszczęta dyskusja nt. honorowania pracy recenzenta, wytycznych Ministerstwa Pracy, Płac i Spraw Socjalnych, braku opłacalności trudów poniesionych przy uzyskaniu tytułu i stopnia — doprowadziła do konkluzji, że celowe jest formalne poruszenie przez Zarząd Koła sprawy specjalizacji i jej mankamentów.

Kol. T. Kurczyk, przew. Koła SIMP w Instytucie Lotnictwa i Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej, stwierdził, że istnieje konieczność niemal codziennych kontaktów między ogniwami Sekcji w sprawach społecznych i branżowych.

Kol. L. Jarzębiński, przew. Koła SL w PZL Warszawa-Okecie, poinformował o stosowanej w WSK praktyce włączania do datku za specjalizację do pensji inżyniera, omówił potrzebę kontynuowania w Rydzynie seminarium nt. metod oceny trwałości konstrukcji lotniczych oraz zadeklarował współpracę w zakresie prowadzenia badań zmęczeniowych na zamstalowanej na Okęciu amerykańskiej aparaturze.

Zebrani poruszyli jeszcze parę zagadnień z dziedziny techniki komputerowej i informatyki, po czym ze względu na ustalony czas odlotu samolotu do Warszawy zebranie zakończono o godz. 15.

Spotkanie „Okrągłego stołu” nt. silników lotniczych

Zarząd Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich zorganizował w Domu Technika NOT w Warszawie w dniu 18 grudnia ub. roku XI koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”. Spotkanie było poświęcone omówieniu zagadnienia silników lotniczych i ich wpływowi na rozwój polskich konstrukcji statków powietrznych.

Aktualny temat spotkania spowodował, że wzięło w nim udział ponad 40 osób, pracujących przy produkcji silników i samolotów, przedstawiciele instytutów lotniczych i użytkowników sprzętu, osób decydujących o produkcji w branży oraz zainteresowanych kolegów z Sekcji Lotniczej SIMP i SITK. Dyskusji przewodniczył kol. A. Misiorek, który w słowie wstępnym wyraził nadzieję na brakiem synchronizacji w zapewnieniu napędów do produkowanych płatowców, chociaż minęło już 7 lat od rozpoczęcia ery Franklinów w Polsce.

Kol. A. Ablamowicz przedstawił zebranym historię silników lotniczych produkowanych w Polsce, zwracając uwagę na niewielką liczbę w 40-lecie PRL, serwylnych uruchomień silników tłokowych. Natomiast jest osiągnięciem opanowanie w tym czasie napędów turbinowych średniej mocy.

W dyskusji podkreślano nie tylko braki przy dopracowaniu licencyjnych silników Franklin (wał, karter), choć podkreślono również postępy w porównaniu np. z firmą Continental (wymiana tulei, oszczędność paliwa). Resursy 1200 hp są znacznie mniejsze niż natomiast — trzeba je wyrównać. Stwierdzono, że opracowane w ostatnich latach przewidywa wprowadzenie napędów potrzebnych w przemśle lotniczym, zapewniając niezbędne środki i warunki. Produkcje Franklinów ma zapewnić zakład w Dębicy którego przedstawiciel nomimo kilkakrotnych zaproszeń nie zjawił się na spotkaniu.

Przedstawiciele Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego stwierdzili, że w obecnym 5-leciu na prowadze-

nie produkcji bieżącej oraz na niezbędne inwestycje są przewidywane określone sumy. Warunki placowe powodują rezygnację z pracy fachowców (z PZL-Kalisz odeszło 400 pracowników, z innych zakładów lotniczych — podobnie).

Do produkcji lotniczych silników tłokowych przeznaczone zostały 3 zakłady oraz planuje się import potrzebnych napędów. W Dębicy nie będzie się prowadzić rozwoju silników, tylko w WSK-Rzeszów, przy współpracy z Instytutem Lotnictwa w Warszawie i Politechniką Rzeszowską. W 1986 r. powinna rozpocząć się produkcja 4-cylindrowego Franklina.

Przyszłość lotnictwa zapewnić ma nie tryb nakazowy władz, lecz zgodne porozumienie dyrektorów zakładów.

Mgr inż. W. Zaremba

Prezes NOT i SIMP w WSK PZL-Mielec

W dniu 14 lutego br. w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec przebywał na zaproszenie Koła Zakładowego SIMP prof. dr Jan Kaczmarek — prezes SIMP i NOT. Przyjeździe został przez zastępcę dyrektora ds. technicznych — I zastępcę dyrektora naczelnego dr. inż. Marka Białynickiego, zwiędził wydziały produkcyjne WSK PZL-Mielec, a następnie uczestniczył w zebraniu Koła Zakładowego SIMP z udziałem sekretarza Rady Wojewódzkiej NOT mgr. inż. Zygmunta Pochwata, przewodniczącego Oddziału Wojewódzkiego SIMP mgr. inż. Kazimierza Królakowskiego oraz kierownictwa administracyjno-politycznego i związkowego przedsiębiorstwa. W trakcie zebrania prof. dr Jan Kaczmarek został odznaczony odznaką „Honorowy pracownik WSK PZL-Mielec”. Wreżono również 1199 legitymacji członkowską SIMP Marii Snopkowskiej, 1200 — Mirosławowi Klarowi, a 1201 otrzymał Eugeniusz Skop.

W swym wystąpieniu prof. dr Jan Kaczmarek przedstawił główne kierunki pracy SIMP i NOT. Mówił o problemach wydajności pracy i jej jakości. W trakcie dyskusji poruszono m.in. sprawy norm technicznie uzasadnionych i ich powiązań z systemem plac oraz specjalizacji zawodowej inżynierów i techników. Mówiac o pracy ZG SIMP prof. dr J. Kaczmarek podkreślił, że podstawowym obowiązkiem jest utrzymywanie ścisłego kontaktu z największymi kołami w kraju, do których należy również Koło Zakładowe w WSK PZL-Mielec (w lutym br. liczyło 1250 członków). Zebranie prowadził mgr inż. Stanisław Książek — przewodniczący Koła Zakładowego SIMP WSK PZL-Mielec.

W godzinach popołudniowych prof. dr Jan Kaczmarek uczestniczył w konferencji prasowej zorganizowanej przez rzecznika prasowego WSK PZL-Mielec Manfreda Sieronia na temat racjonalizacji i wynalazczości pracowniczej. jfc

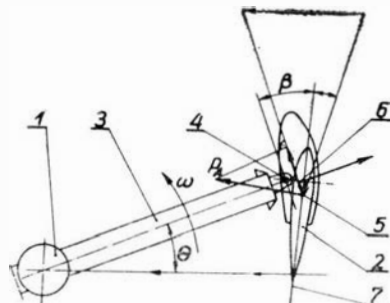
O ratowanie maszyn i urządzeń przed przyspieszoną dekapitalizacją

Sekcja Eksploatacji Maszyn i Urządzeń Technicznych SIMP zwróciła się do przewodniczących oddziałów wojewódzkich SIMP z prośbą o powołanie wojewódzkich Klubów Głównego Mechanika, w których podejmowane byłyby społeczne inicjatywy „zwiększenia dbałości przedsiębiorstw o utrzymanie odpowiedniego stanu technicznego maszyn i urządzeń” (z uchwały XXV Walnego Zjazdu Delegatów SIMP w Białym-Białej) oraz „ratowania przed przyspieszoną dekapitalizacją bezcennego majątku produkcyjnego” (z uchwały XIV Plenum KC PZPR).

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Politechnika Warszawska zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania silnik wiatrowy o pionowej osi obrotu (wynalazcy: J. T. Szuster, W. Klimowicz i J. Kowalski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takiego silnika, który mógłby uzyskać znaczny moment rozruchowy i zdolność do samodzielnego osiągnięcia nominalnych warunków pracy, bez użycia silników i mechanizmów wspomagających.

Silnik ma co najmniej dwa skrzydła 2 proste, równoległe do osi 1 obrotu, zamocowane na wspornikach 3 z możliwością



zmiany kąta β ich ustawienia. Os 4 obrotu skrzydła jest umieszczona na zewnątrz profilu po stronie osi 1 silnika. Płaszczyzna zawierająca os 4 i środek 6 masy skrzydła jest prostopadła do płaszczyzny cięcia 7. Aerodynamiczny środek 5 skrzydła jest przesunięty ku krawędzi spływu. Pod działaniem siły aerodynamicznej P_A i siły bezwładności P_B skrzydło samoczynnie zmienia kąt ustawienia β .

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 1/1983 r., w klasie F 03 D, pod nr P.21936.

Samoloty He-72 Kadet

