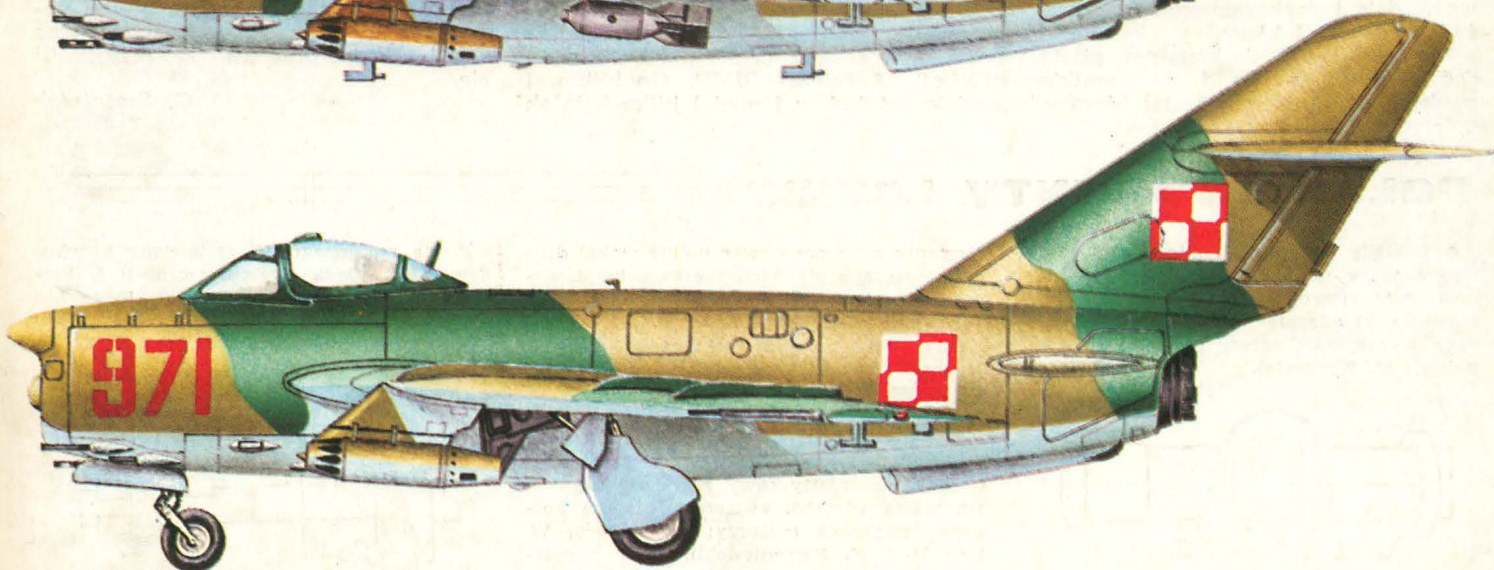
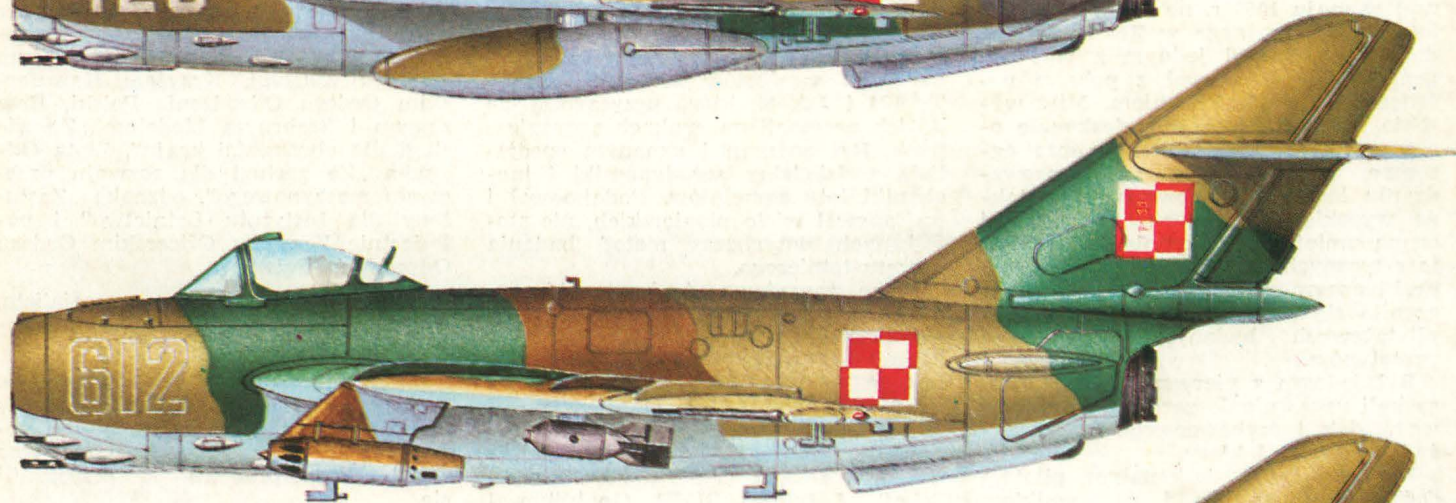
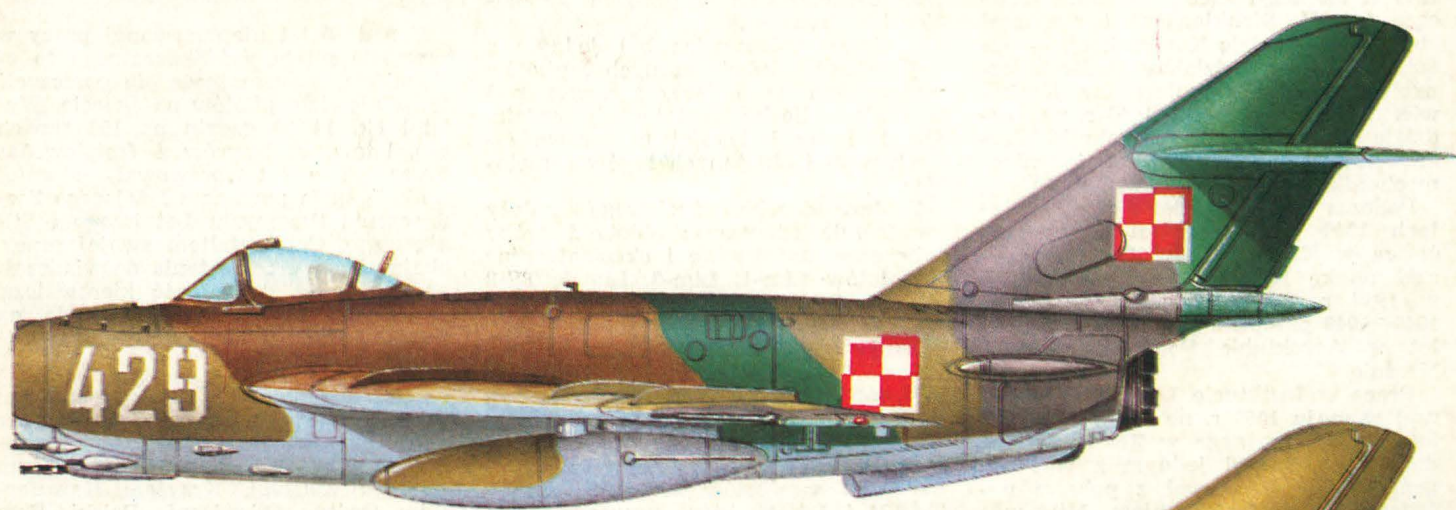


TECHNIKA

8'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Inż. Andrzej Ablamowicz (1929÷1985)

Urodził się 15 maja 1929 r. w Krakowie w rodzinie inteligentnej. W 1947 r. ukończył Liceum Ogólnokształcące im. H. Sienkiewicza i rozpoczął studia na Wydziale Komunikacji — oddział lotniczy Wydziałów Politechnicznych Akademii Górniczej w Krakowie. Studia ukończył w 1956 r. na Wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej, uzyskując tytuł inżyniera mechanika budowy płatowców.

Podczas okupacji niemieckiej w latach 1942÷1944 pracował w odlewni żelaza w Krakowie. W 1945 r. rozpoczął naukę latania na szybowcach, a w 1947 r. na samolotach. W latach 1948÷1949 pracował jako instruktor pilot w Aeroklubie Podkarpackim w Krośnie.

Pracę w Instytucie Lotnictwa rozpoczął w maju 1950 r. na stanowisku pilota doświadczalnego w Zakładzie Badań w Locie (był jednym z jego organizatorów). Pracował z pełnym poświęceniem i zamiłowaniem. Miał wysokie kwalifikacje pilota, doskonale opanowaną technikę pilotażu oraz ogromne doświadczenie w przeprowadzaniu lotów pomiarowych. Miał także wysokie kwalifikacje techniczne i cenną umiejętność łączenia wiadomości teoretycznych z dużym doświadczeniem praktycznym, co niejednokrotnie przyczyniło się do polepszenia właściwości pilotażowych badanych przez Niego prototypów.

Był jednym z pierwszych, którzy uzyskali uprawnienia zarówno samolotowego, jak i szybowcowego pilota doświadczalnego I klasy.

Był nie tylko doskonałym pilotem doświadczalnym, ale i pracownikiem naukowym. W 1959 r. został kierowni-

kiem Zakładu Badań w Locie IL i kierował nim przez 14 lat, uczestnicząc równocześnie w próbach samolotów i szybowców.

Andrzej Ablamowicz był jednym z najbardziej doświadczonych pilotów badawczych w Polsce, zarówno pod względem liczby wylatanych godzin, jak i liczby i jakości przeprowadzonych prób i oblatanych typów samolotów.

Z Jego dorobku życiowego należy szczególnie odnotować obloty i próby fabryczne, państwowe i eksploatacyjne samolotów Lim-1, Lim-2, Lim-5, TS-8 Bies i TS-11 Iskra. Na samolotach CSS-12, Bies i Iskra ustanowił trzy rekordy świata i wiele rekordów krajowych. Wykonywał lub uczestniczył w próbach wszystkich powojennych prototypów samolotów skonstruowanych przez krajowy przemysł lotniczy. Uczestniczył także w certyfikacji radzieckich samolotów komunikacyjnych Tu-134 i Jak-40, która przyczyniła się do ich promocji na rynkach zagranicznych. Był znanym i uznanym specjalistą z dziedziny aerodynamiki i mechaniki lotu samolotów. Podejmował i wykonywał wiele pionierskich, nie stosowanych dotychczas metod badania sprzętu lotniczego.

Pracę zawodową Andrzej Ablamowicz łączył z licznymi obowiązkami społecznymi. Przez wiele lat był członkiem władz naczelnych Zarządu Głównego APRL, wiceprzewodniczącym Komisji Akrobacji Lotniczej Międzynarodowej Federacji Lotniczej, egzaminatorem Państwowej Komisji Lotnictwa Cywilnego oraz członkiem Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Opublikował wiele artykułów i wydał kilka książek

o tematyce lotniczej. Wspomnienia lotnicze, które spisał, pozostały w rękopisie.

Ponad 30 lat nieprzerwanej pracy w zawodzie pilota doświadczalnego to osiągnięcie, którym może się poszczycić tylko niewielu pilotów na świecie. Wylatał ok. 14 000 godzin na 152 typach samolotów, szybowców i śmigłowców. Przez wiele lat sprawował również funkcję szefa personelu latającego Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego. Całokształtem swojej pracy, obejmującej prócz latania doświadczalnego również działalność kierowniczą, naukową i społeczną, wpisał się na trwałe na karty historii lotnictwa polskiego.

Jego osiągnięcia w pracy zawodowej i społecznej zostały wysoko ocenione przez państwo. Był odznaczony Medalem X-lecia PRL, Srebrnym i Złotym Krzyżem Zasługi, Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski, Brązowym i Srebrnym Medalem „Za zasługi dla obronności kraju”, Złotą Odznaką „Za zasługi dla rozwoju przemysłu maszynowego”, odznaką „Zasłużony dla Instytutu Lotnictwa” i pośmiertnie Krzyżem Oficerskim Orderu Odrodzenia Polski.

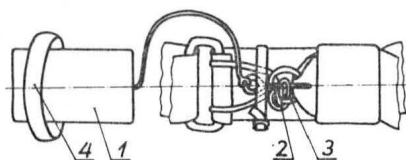
Był nie tylko wybitnym specjalistą, ale i wspaniałym człowiekiem, koleżeńskim i życzliwym.

Zmarł 2 marca 1985 r. w Warszawie. Został pochowany na Powązkach w Kwaterze Lotników. Pamięć o Nim zostanie na zawsze wśród tych, którzy z Nim współpracowali i przyjaźnili się.

G. Sześciński

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Zakłady Sprzętu Technicznego i Turystycznego w Legionowie zgłosiły w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania taśmowe urządzenie wyciepne do awaryjnego wyczepiania czaszy spadochronu (wynalazca M. Wardała).



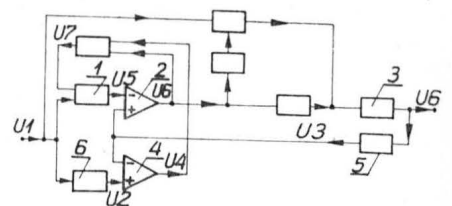
Urządzenie wyciepne, zwłaszcza przy nieprawidłowym napełnieniu czaszy spadochronu podczas skoku, charakteryzuje się tym, że ma wiotką pętlę 2 owiniętą wokół

elementu sztywnego ewentualnie wokół drutu tworzącego pierścień 3 oraz uchwyt wyciepiający z wiotką podstawą uchwytu 1 i pałkiem uchwytu 4.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 26/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr P.235078T.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. dwuprzegubowa piasta wirnika, zwłaszcza wirnika nośnego śmigłowca (autorzy: S. Trębacz, W. Kawala i W. Kwaśniewski). Wzór rozwiązuje zagadnienie opracowania piasty o zmniejszonej liczbie części. Piasta taka znajduje zastosowanie w wirniku nośnym i śmigle ogonowym śmigłowca oraz w silniku wiatrowym i wentylatorze.

Piasta ma przegub 2, zestawiony z cylindrycznych łożysk elastomerycznych 6, który łączy ramię 5 korpusu centralnego 1 z jednym końcem łącznika 3, zaś drugi jego koniec stanowi znany przegub osiowy 4.



Skrót opisu wzoru, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 10/1982 r., w klasie B 64 C, pod nr W.66499.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL SIERPIEŃ 1985

TECHNIKA

8'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Szanse przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Jakie są obecnie perspektywy rozwoju produkcji lotniczej? Co dzieje się w tej dziedzinie na świecie? Jakież są szanse polskiego przemysłu lotniczego na drugą połowę lat osiemdziesiątych?

Szanse przemysłu zależą od potrzeb użytkowników, czyli od możliwości sprzedaży. Nie najlepsza sytuacja ekonomiczna świata dość wyraźnie wpływa na rynek zbytu samolotów. Produkcja samolotów sportowych jest na świecie prawie o połowę mniejsza niż w latach największej prosperity. Aerokluby poszukują samolotów jak najtańszych i o małym zużyciu paliwa, czyli z silnikiem o mocy 50÷75 kW. Wielu nabywców indywidualnych kupuje samoloty ultralekkie, których produkcja stale się rozwija. Są to jakby motorowery powietrzne, jeśli samolot sportowy porównać z samochodem osobowym. Nie zajmą one jednak miejsca samolotu szkolnego dla aeroklubów. Stąd zapotrzebowanie na aeroklubowy samolot szkolny klasy naszego Kolibra nadal istnieje, zwłaszcza w krajach socjalistycznych.

Ze względu na koszty paliwa — renesans przeżywają szkolno-treningowe samoloty śmigłowe. Dzięki skonstruowaniu we właściwym momencie samolotu Orlik, jesteśmy w tej klasie w czołówce światowej. Pozostaje tylko wykorzystać możliwości eksportowe tego samolotu.

Zbyt na Kolibry i Orliki, rzędu kilkuset sztuk każdego z nich, mógłby być uzyskany, pod warunkiem szybkiej produkcji silników do nich, odpowiedniej reklamy (niezbędne rajdy reklamowe do krajów, które mogą być potencjalnymi nabywcami) i szybkiego serwisu posprzedażnego obejmującego dostawę części zamiennych i remonty.

Na Zachodzie zamówienia na samoloty szkolno-treningowe wyglądają następująco: brazylijski Tucano — 112 dla Brazylii i 120 dla Egiptu, a ostatnio 130 dla RAF (które będą budowane w Wlk. Brytanii), szwajcarski Pilatus PC-7 — 340 dla 10 krajów, francuski Epsilon — 150 dla lotnictwa francuskiego.

Rynek odrzutowych samolotów szkolno-treningowych jest obecnie znacznie mniej chłonny i uzyskanie zbytu na samoloty w rodzaju Iskry czy jej następcy nie jest łatwe. Np. wieloletnie plany zakupów USA obejmują w tej klasie 308 T-45 Hawk dla lotnictwa lądowego i 650 T-46 dla lotnictwa marynarki. Brytyjska produkcja samolotów Hawk wynosi 175 szt. dla brytyjskiego RAF i 87 na eksport.

Jedną ze specjalizacji naszego przemysłu lotniczego są samoloty rolnicze. Jaka jest sytuacja w tej kategorii samolotów na światowym rynku? Zbyt na nie znacznie zmalał w krajach uprzemysłowionych, natomiast wzrósł w krajach rozwijających się, zwłaszcza w Ameryce Południowej i Środkowej oraz w Afryce Płn. Np. Brazylia wyprodukowała już 500 samolotów rolniczych Ipanema. Obecnie nowy rynek na takie samoloty otwiera się w Chinach.

Latające furgonetki, takie jak Islander, Twin Otter czy An-2, nadal znajdują nabywców. Samolotów Islander sprzedano ponad 1000 szt., Twin Otter przeszło 800. Nadal głównymi wymaganiami w tej klasie są: niska cena samolotu, niezawodność napędu i niskie koszty eksploatacji (małe zużycie i cena paliwa). Dlatego od An-2 większe perspektywy zbytu będzie miał turbośmigłowy An-3.

W latach osiemdziesiątych rozwinął się rynek samolotów lokalnej komunikacji. Np. Brazylia sprzedała ok. 450 samolotów 20-miejscowych Bandeirante (ponad 220 na eks-

port, w tym większość do USA). W tej kategorii nasz przemysł produkuje samoloty An-28. Warto zauważyć, że rozwój przewozów lotniczych pasażerskich już wywołał zainteresowanie większymi samolotami do komunikacji lokalnej. W tym celu powstały samoloty: 30-miejscowy Brasilia, 34-miejscowy SAAB-Fairchild SF-340, 42-miejscowy francusko-włoski ATR-42 i 44-miejscowy hiszpańsko-indonezyjski CN-235. Tendencja powiększania liczby miejsc pasażerów jest dość wyraźna. Nowe odmiany niektórych samolotów mają mieć 50÷60 miejsc. Wyrazem tych tendencji jest projektowanie w Czechosłowacji, jak wynika z publikacji tego kraju, powiększonej odmiany samolotu L-410 oznaczonej L-610 oraz projektowanie odrzutowego samolotu lokalnej komunikacji we współpracy z biurem konstrukcyjnym Jakowlewa (projektującym równocześnie we współpracy z biurem konstrukcyjnym Łotariewa silniki do niego). Natomiast biuro Iliuszyna opracowało 60-miejscowy samolot Il-114 napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi po 1838 kW. Mimo zapewnionego zbytu na samoloty An-28 na wiele lat, chyba nasz przemysł powinien zacząć myśleć o powiększeniu liczby miejsc pasażerskich w tym samolocie oraz o wzięciu udziału w produkcji samolotu 60-miejscowego. Zbyt na An-28 o obecnej pojemności może się okazać mniejszy od przewidywanego. Ze rachuby zbytu czasem zawodzi, dostatecznie wykaże przykład samolotu M15, którego zbudowano tylko 10% przewidywanej liczby.

W dziedzinie samolotów wojskowych główna fala produkcji i zakupów przeszła w pierwszej połowie lat osiemdziesiątych i obecnie przede wszystkim powstają prototypy przewidziane do produkcji w latach dziewięćdziesiątych.

Zbliża się pięciolecie produkcji samolotów pasażerskich. Nadszedł czas na wymianę samolotów dla wielu linii lotniczych, dla naszego LOT-u także. Szczególnym zainteresowaniem cieszą się samoloty 200-miejscowe (samolotów Boeing 767 zamówiono już 190, Boeing 757 — 150, zaś Airbusów A-310 — ponad 100). W br. do produkcji wszedł 180-miejscowy Tupolew Tu-154M (z silnikami D-30KU, podobnymi do silników w samolocie Il-62M), a w opracowaniu znajduje się 212-miejscowy dwusilnikowy Tu-204.

Utrzymuje się duży zbyt na aerobusy. Już ponad 250 A-300 jest w użyciu. PZL-Mielec dostarczył już 140 kompletów usterzeń do aerobusu Il-86. W budowie znajduje się prototyp jego ulepszonej odmiany Il-96 z nadkrytycznym profilem skrzydła i o zasięgu 9÷11 tys. km. Samolot ma zabierać 235÷300 pasażerów. Nasz przemysł ma brać udział w produkcji elementów do Il-96.

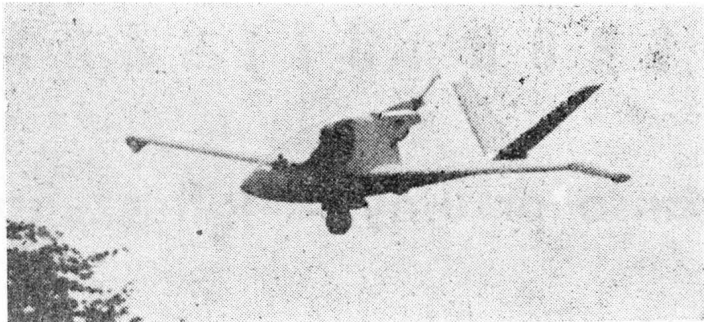
W produkcji śmigłowców na pierwsze miejsce wysunęły się śmigłowce cywilne lekkie i średniej wielkości. Największe europejskie wytwórnie, Aerospiale i Agusta, produkują po 200÷300 śmigłowców rocznie. Liczba nowo konstruowanych typów jest niewielka, co świadczy o chwilowej stabilizacji produkcji.

W dziedzinie szybowców postęp dokonuje się ostatnio niezbyt szybko, dlatego w produkcji utrzymują się najlepsze szybowce klasy klub, standard i dwumiejscowe oraz ograniczona liczba klasy otwartej. Organizowane ostatnio Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Akrobacji przyczynią się do powstania kilku nowych typów szybowców akrobacyjnych. W dziedzinie motoszybowców zbyt istnieje tylko na

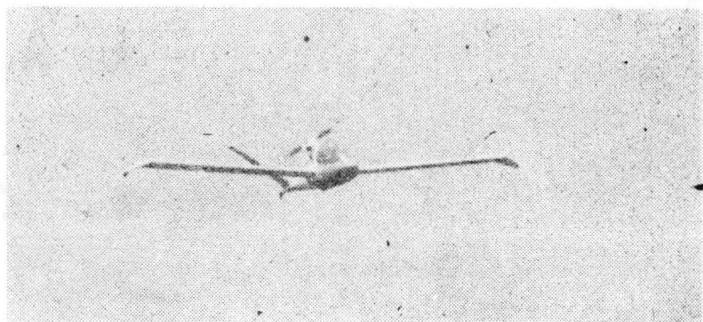
cd. na s. 2



POLSKA



Fot. Z. Paturski



Fot. Z. Paturski

● W sobotę, 11 maja br. na lotnisku Lublinek w Łodzi odbył się oblot amatorskiego motoszybowca J-5 Marco SP-PO40 konstrukcji Jarosława Janowskiego. Pierwsze próby w locie, które trwały 32 min., przeprowadził pilot doświadczalny mgr inż. Januariusz Roman z Bielska-Białej.

Jednomiejscowy motoszybowiec J-5 Marco ma układ wolnonośnego średniopłata z usterzeniem motylkowym, śmigłem pchającym i jednororowym podwoziem. Profile płata i usterzenia typu Wortmann, płat wyposażony jest w klapolotki. Zespół napędowy stanowi silnik włoski KFM-107 RS o mocy 18,4 kW (przy prędkości kątowej wału silnika 660 s⁻¹) napędzający przez reduktor dwułopatowe drewniane śmigło o stałym skoku. Największa osiągnięta prędkość lotu poziomego przy niepełnej mocy rozwijanej przez silnik (spowodowane jest to śmigłem o nieco za dużym skoku) wynosi ok. 200 km/h. Płatowiec wykonany jest całkowicie z kompozytu szklano-epoksydowego.

W PPZ Marco-Electronic przewiduje się seryjną produkcję motoszybowca w postaci zestawów do samodzielnego montażu w warunkach amatorskich z przeznaczeniem na eksport do niektórych krajów Europy Zachodniej.



BELGIA

● Przewiduje się zakup 46 śmigłowców dla armii lądowej. Sikorsky Aircraft (USA) poinformował o zamiarze utworzenia w

Belgii przemysłu śmigłowcowego, jeśli zostaną kupione przez ten kraj śmigłowce jego produkcji. (A. et C. 1937)



BRAZYLIA

● Armia Powietrzna zamówiła 15 śmigłowców Aérospatiale AS.332 Super Puma. Konkurowały z nimi śmigłowce amerykańskiej wytwórni Sikorsky Aircraft. (A. et C. 1036)



CHINY

● Francuskiej firmie Aeroports de Paris, zajmującej się budową lotnisk (m.in. w Indonezji, Brunei, Malezji i Tajlandii), powierzono wstępne studia nad portem lotniczym w Xining (1500 km na zachód od Pekinu). Przewiduje się budowę m.in. portu mogącego obsłużyć 300 000 pasażerów rocznie i drogi startowej 3600 m (dla średniodystansowych samolotów dużej pojemności). Lotnisko położone będzie na wysokości 2300 m n.p.m. (A. et C. 1036)



FRANCJA

● 7 grudnia 1984 r. oblatano w Dijon drugi prototyp lekkiego, szkolnego samolotu aeroklubowego Robin ATL z silnikiem JPX-VW 50 KM (37 kW). W 1985 r. ma być wyprodukowanych 40 samolotów seryjnych. (Av. Mag 889)

● Zatrudnienie w przemyśle lotniczym zmniejszyło się o 3000 osób (do 124 000 osób). (A. et C. 1036)



HISZPANIA

● Dowództwo lotnictwa taktycznego (Mando Aereo Tactico — MATACT) rozważa możliwość produkcji w kraju samolotu taktycznego, będącego rozwinięciem treninowego CASA C-101. (Av. Mag 889)



HOLANDIA

● KLM prowadzi rozmowy z rodzimym Fokkerem w sprawie zakupu nowych samolotów F-100 (dalekie technologicznie roz-

cd. ze s. 1

laminatowe dwumiejscowe samoloto-motoszybowce o doskonałości 28÷31 napędzane silnikiem o mocy 50÷70 kW.

Na tle światowej produkcji lotniczej widać spore szanse dla polskiego przemysłu lotniczego. Szanse te zależą w głównej mierze od dwóch czynników:

- od rozwinięcia produkcji silników lotniczych oraz
- od rozwinięcia produkcji nowoczesnego wyposażenia lotniczego, głównie awioniki.

Nasz przemysł silników lotniczych jest nastawiony przede wszystkim na masową produkcję silników do samolotów i śmigłowców zamówionych w dużych seriach (An-2, Mi-2, An-28). Natomiast rozwój produkcji samolotów lekkich ogranicza zbyt skromne zainteresowanie produkcją silników PZL-Franklin F4 i F6 (cztero- i sześciocylindrowych) oraz rozwojem silników AI-14 i PZL-3SR. Prace nad tymi silnikami posuwają się powoli, a silników o odpowiedniej jakości i w odpowiedniej ilości wciąż się nie można doczekać.

Trwa to już całe ostatnie dziesięciolecie. Pewną szansę stwarza przeniesienie produkcji Franklinów do PZL-Dębica.

Ponieważ cena awioniki i wyposażenia wynosi ok. połowy ceny nowoczesnego samolotu — jeśli przemysł lotniczy nie chce oddać najkorzystniejszej części zysku ze sprzedaży samolotów i śmigłowców, to musi mieć odpowiednie wytwórnie awioniki, na skalę istniejących wytwórni samolotów, śmigłowców i silników lotniczych. Wytwórnie Piper czy Gates-Learjet dawno to zrozumiały i uruchomiły własne działy produkcji awioniki. Najwyższy czas, by i nasz przemysł tę okazję wykorzystał.

Co pewien czas nasze zakłady opanowuje obawa, że nie będzie zamówień na dalsze lata. Przy rozwiniętej produkcji awioniki i silników lotniczych — nie tak trudno byłoby tworzyć samoloty odpowiadające potrzebom rynku. Lecz samolotów bez silników i bez wyposażenia — czyli samych blaszanych pudeł, bo taką będą wówczas przedstawiać wartość — nikt nie kupi.

winięcie F-23), które zastąpiłyby użytkownika obecnie przez tego przewoźnika DC-9. (A. et C. 1936)



JUGOSŁAWIA

● Wytwórnia Jastreb, która produkuje już licencyjnie szybowce Cirrus (ozn. Cirrus-VTC), przejęła po byłej zachodniemieckiej wytwórni Glasflügel produkcję szybowców H-304. (Av. Mag 890)



KANADA

● Niesłabnący popyt na silniki turbino-PT-6 oraz rozruch produkcji nowego silnika PW100, spowodowały znaczny rozwój wytwórni Pratt and Whitney Aircraft of Canada. W Halifax, kosztem 90 mln dol., powstają nowe zakłady, w których produkcja ma rozpocząć się w końcu 1988 r. (Av. Mag 890)



RFN

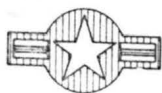
● W Düsseldorfie, w dniach 26 lutego — 1 marca, odbywała się wystawa AIRMEC '85, poświęcona obsłudze statków powietrznych. Wystawie towarzyszyły liczne konferencje. Impreza odbywa się co rok; po raz pierwszy zorganizowano ją w 1979 r. (A. et C. 1037)



SZWECJA

● Rozpoczęto badania silnika turbodrzutowego Volvo Flygmotor RM12, rozwiniętego z amerykańskiego General Electric F 404-GE-400. Silnik przeznaczony jest do napędu nowego, rozwijanego obecnie, myśliwca SAAB Gripen. (A. et C. 1936)

● Czasowo zawieszono w służbie (już nie po raz pierwszy) samoloty SAAB Viggen szwedzkiej Armii Powietrznej (Flygvapen). (A. et C. 1037)



USA

● W Nowym Orleanie (Luizjana), w dniach 17÷19 stycznia br., odbył się 37. Zjazd Helicopter Association International (HAI — Międzynarodowego Stowarzyszenia Śmigłowcowego), będący dorocznym przeglądem techniki i przemysłu śmigłowcowego. Tegoroczny zjazd był rekordowy pod względem liczby wystawców (264), którzy przedstawili m.in. 28 śmigłowców na ziemi i 12 w locie (na lotnisku Lakefront). Nie notowana dotąd była również liczba zainteresowanych imprezą — zwiedziło ją 12 300 osób, w tym 8300 bezpośrednio zainteresowanych. (Av. Mag 890, A. et C. 1037)

● Na 8÷9 kwietnia 1986 r. zapowiedziano zorganizowanie w Aberdeen (Południowa Dakota) międzynarodowej konferencji nt. technologii i eksploatacji śmigłowców — Helitech '86. Konferencji ma towarzyszyć wystawa śmigłowców i wyposażenia. Organizatorem imprezy jest Offshore Conferences and Exhibitions Ltd. (A. et C. 1036)

● Wyraźnie wzrósł poziom bezpieczeństwa w lotnictwie handlowym. W 1984 r. tylko 12 wypadkom uległy samoloty dużych towarzystw lotniczych, przy czym zaledwie jeden z nich pociągnął za sobą ofiarę śmiertelną. Nieco gorzej wyglądała sytuacja u przewoźników regionalnych — w 6 na 20 wypadków poniosło śmierć 41 osób. (Av. Mag 890)

● Delta Air Lines, użytkująca Boeingi 767 i 757, przeprowadziła interesujący eksperyment. Ta sama załoga, przeszkolona jedynie na B.767, poleciała tym samolotem z Atlanty do Seattle, ale wróciła pilotując B.757. Poza czterogodzinny kurs teoretyczny, załoga nie była przeszkolona na tym drugim typie. Podobieństwo oprzyrządowania obydwu samolotów oraz podobne właściwości pilotażowe skłoniły nieco wcześniej FAA do uznawania kwalifikacji pilotów przeszkolonych na jednym z typów — również dla drugiego. (Av. Mag 890)

● 11 lutego br. opuścił halę montażową w Farmingdale prototyp samolotu treningowego Fairchild T-46A, który miał rozpocząć próby w locie w kwietniu br. w bazie USAF Edwards, po przetransportowaniu na pokładzie C-5A Galaxy. US Air Force planuje zakup 650 tych samolotów w latach 1986÷93. Pierwsze z nich mają wejść do służby w 1988 r. (A. et C. 1037)

● W wytwórni Northrop powstaje ma-kieta przyszłego bombowca dającego nikłe

odbicie sygnałów radarowych (Stealth Aircraft). Według obecnych informacji, koncepcja tego samolotu nawiązuje do latającego skrzydła YB-49 z lat pięćdziesiątych. Według innych informacji, z budżetu obronnego USA na 1986 r. ma być wyasygnowane 80 mln dol. na studia nad samolotem nazwanym Aurora, według formuły Stealth. Washington Post podała, że Pentagon przeznaczy na te prace 2,3 mld dol. (A. et C. 1036 i 1037)



W. BRYTANIA

● Koszt programu produkcji 11 samolotów kontroli obszaru morskiego BAE Nimrod wzrósł z 300 mln funtów, szacowanych w 1977 r., do 1,1÷1,2 mld funtów. Samoloty mogłyby wejść do służby dopiero w 1987 r., a więc z 2,5-rocznym opóźnieniem. Rozważa się zakupienie amerykańskich AWACS-ów (Boeingów E-3A Sentry), których koszt jest wprawdzie o 50% większy, ale mają one szerszy zakres działania i będą dostępne szybciej. (A. et C. 1037)

● Virgin Atlantic (przewoźnik określanym mianem „następcy Lakera”) obniżył ceny przelotów z Londynu do Nowego Jorku już z 129 do 99 funtów! (A. et C. 1036)

● 12 lutego otrzymał brytyjski certyfikat (CAA) samolot obserwacyjny Edgley Aircraft EA.7 Optica. Dotychczas zamówiono 80 samolotów wartości 8 mln funtów (oprócz użytkowników brytyjskich — m.in. z Australii, Nowej Zelandii, krajów Afryki, Beneluxu, RFN, Danii, Arabii Saudyjskiej). Wytwórnia w Salisbury (Southampton) zatrudnia 180 osób, a w związku z uruchomieniem produkcji na większą skalę, po uzyskaniu certyfikatu, zamierza się zatrudnić dodatkowo 50 osób. (A. et C. 1037)



WŁOCHY

● Minister Clelio Darida zwrócił się do narodowych koncernów IRI i EFIM, by opracowały i przedstawiły wspólny program działalności w dziedzinie lotniczej i w sektorze cywilnym. Celem jest racjonalizacja aktualnych programów i — na przyszłość — przygotowanie krajowego rynku, reprezentowanego głównie przez linie lotnicze Alitalia. (Av. Mag 890)

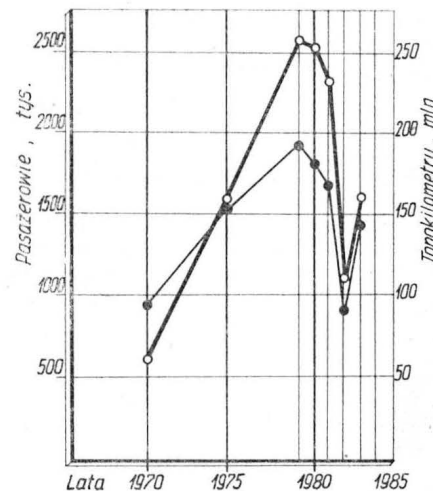
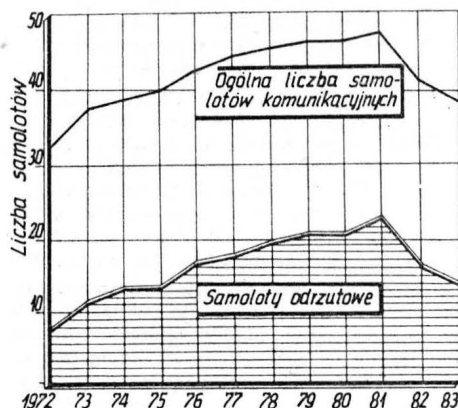
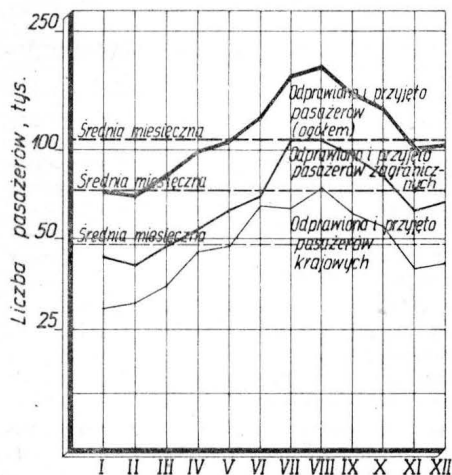
PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA



**Pasażerowie
(odprawy i przyjęcia)
w Centralnym
Porcie Lotniczym
Warszawa-Okęcie
w 1983 r.**

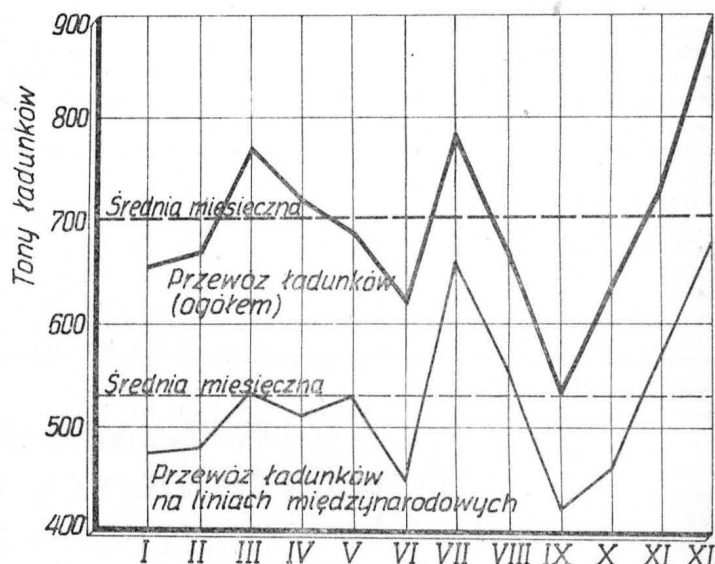
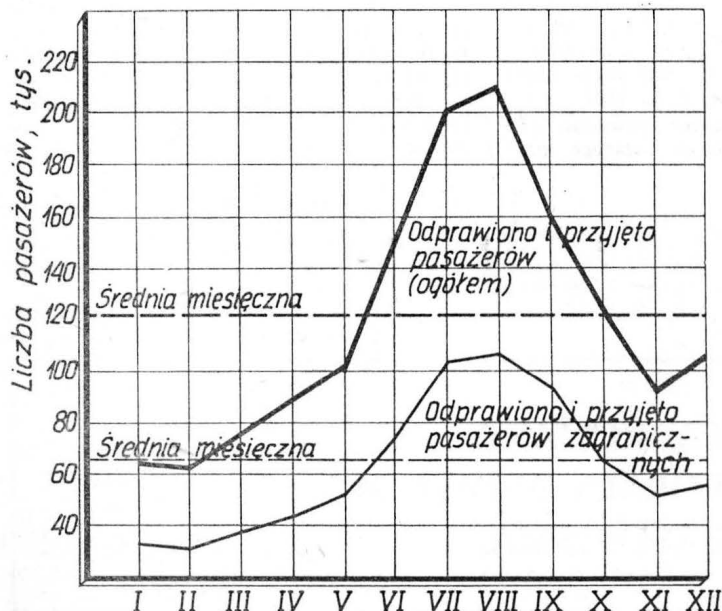
**Samoloty
komunikacyjne
PLL LOT
w latach 1972 — 1983**

**Liczba przewiezionych
w PLL LOT pasażerów
i wykonana ogólna
praca przewozowa
(w tkm)
w latach 1970 — 1983**



**Przewóz pasażerów PLL LOT
na liniach międzynarodowych
i krajowych w 1983 r.**

**Przewóz ładunków PLL LOT
na liniach międzynarodowych
i krajowych w 1983 r.**



Zródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 78/1984 r. H.M.

○ strukturze klas szybowców zawodniczych

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Szybowce, na których zawodnicy startują w mistrzostwach świata, są podzielone na klasy. Podobna sytuacja jest w żeglarskim, jednakże struktura klas jest mniej stabilna. W okresie powojennym, od podziału na szybowce jednomiejscowe i dwumiejscowe przez rozgrywanie mistrzostw na szybowcach tylko jednomiejscowych (ale podzielonych na klasę otwartą i standard), ustalił się w końcu obecny podział na trzy klasy: otwartą, standard i piętnastometrową.

Zmiany w strukturze klas wynikały z postępu w technice szybowcowej i w taktyce zawodniczej oraz z umiejętności coraz lepszemu wykorzystywaniu właściwości sprzętu i warunków meteorologicznych. Taktyka ta stała się źródłem nacisku na lotnicze władze sportowe, aby wprowadzono zmiany w układzie klas szybowców zawodniczych, stwarzając możliwości lepszego wykorzystania osiągnięć ówczesnych szybowców.

Układ trzech klas, który zaspokajał aspiracje zawodnicze w latach siedemdziesiątych, obecnie poddawany jest krytyce. Wysuwają się wiele argumentów uzasadniających konieczność zmian w strukturze klas, chociaż, jak zwykle zresztą, nie brak i głosów za zachowaniem obecnego stanu. Głosy te jednak nie reprezentują środowisk, które tradycyjnie dążyły do rozwoju szybownictwa.

Wychodząc naprzeciw dążeniom reformatorskim, Biuro Szybowcowe (CIVV) Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI) zorganizowało w dniach 25 i 26 października 1984 r., przy współudziale Aeroklubu RFN, spotkanie we Frankfurcie n. Menem, na które zaproszono czołowych zawodników, konstruktorów, producentów sprzętu i organizatorów sportu szybowcowego. Spotkanie miało na celu wymianę poglądów i opinii na temat aktualnej struktury klas szybowców, a jednocześnie stworzenie forum konsultacyjnego dla członków CIVV przed podjęciem decyzji o ewentualnych zmianach w perspektywie wieloletniej (tzn. z wyprzedzeniem co najmniej 6-7 lat). Czas taki jest potrzebny do zaprojektowania i zbudowania prototypów (oraz powielenia ich w serii) odpowiadających nowej strukturze klas.

Celem niniejszego artykułu jest zapoznanie czytelników z argumentacją, opiniami i propozycjami wysuwanymi podczas narady frankfurckiej oraz wynikającymi z niej tendencjami rozwojowymi w konstrukcji szybowców.

Obecna struktura klas

Współcześnie szybowcowe mistrzostwa świata są rozgrywane w trzech klasach:

— w klasie otwartej, w której nie stosuje się żadnych ograniczeń,

— w klasie standard, z nałożonym pakietem ograniczeń,

— w klasie piętnastometrowej, w której jedynym ograniczeniem (ale bardzo istotnym) jest rozpiętość skrzydeł (nie może być większa niż 15 m).

Pakiet ograniczeń nałożonych na klasę standard składa się z następujących pozycji:

— rozpiętość skrzydeł nie może przekraczać 15 m,

— nie zezwala się na stosowanie żadnych urządzeń podnoszących nośność płata (z wyjątkiem lotki użytej jedynie do sterowania poprzecznego),

— hamulec aerodynamiczny nie może być wykorzystywany jako element podnoszący osiągi, a także zabronione jest stosowanie spadochronu hamującego,

— podwozie stałe lub chowane w locie musi być wyposażone w koło o wymiarach co najmniej 300×100 mm,

— dopuszcza się stosowanie balastu wodnego z możliwością częściowego lub całkowitego opróżniania zbiorników balastowych w locie.

Taki, obowiązujący dzisiaj, układ klas poddano krytycznej analizie, starając się określić charakterystyczne pozytyw i negatywy i przewidzieć przyszłe konsekwencje zmian w strukturze klas bądź zachowania stanu obecnego.

Klasa otwarta

Powodem wprowadzenia klasy otwartej była idea stymulowania postępu technicznego w szybownictwie. Brak ogra-

niczeń konstrukcyjnych pozwalał na stosowanie najnowszych zdobyczy w aerodynamice, materiałoznawstwie, teorii konstrukcji i w technologii warsztatowej producentów sprzętu. Swoboda ta z biegiem lat doprowadziła do powstania konstrukcji skomplikowanych, o bardzo wyrównanych układach, co nieuchronnie powodowało wzrost ceny rynkowej takiego sprzętu. Krytyka klasy otwartej dotyczy nie tylko cen, ale również trudności operacyjnych. Najbardziej efektywniejszym parametrem prowadzącym do wzrostu osiągnięć jest rozpiętość płata nośnego, dlatego też rozwój konstrukcyjny szybowców klasy otwartej zmierzał ku stale rosnącym rozpiętościom. Wynikały stąd znane powszechnie trudności startów za samolotem i charakterystyki w krążeniu, albowiem zwiększanie rozpiętości nieuchronnie powodowało wzrost masy szybowca w locie i wzrost momentów bezwładności. Złośliwi zaczęli określać nową generację szybowców o dużej rozpiętości „aparatami do lotów po prostej”. Duże obciążenia powierzchni nośnej szybowca klasy otwartej pozwalają na lot w silnych warunkach termicznych. W czasie mistrzostw mogą zaistnieć takie warunki, częściej jednak są one słabe i wówczas wyniki sportowe uzyskiwane w klasie otwartej niewiele różnią się od wyników innych klas. Stwarza to opinię, iż osiągi klasy otwartej okupione są niewspółmiernie do nich wysoką ceną szybowców. Powoduje to obserwowane obecnie osłabienie rynkowego zainteresowania klasą otwartą.

Rosnąca masa szybowca w locie zaczyna stwarzać problemy z holowaniem. Moce silników samolotów klubowych stosowanych obecnie do holowania nie mogą zapewnić zespołowi wymaganych prędkości wznoszenia, gwarantujących sprawne przeprowadzenie startów podczas mistrzostw, w czasie stwarzającym równe szanse uczestnikom pierwszego i ostatniego startu do konkurencji.

Wzrost masy stwarza także komplikacje w obsłudze naziemnej. Konieczność częstego przeprowadzania polowego demontażu i montażu szybowca wymaga, aby elementy składowe miały masę nie stwarzającą trudności ekipie obsługowej. Zachodzi więc konieczność podziału montażowego skrzydła na kilka elementów, co prowadzi do wzrostu liczby okuć, złączy układów sterowania i zwiększania komplikacji konstrukcyjnej płatowca. Odpowiednio do rozpiętości wzrasta długość kadłuba, do transportu którego służy wózek szybowcowy. Maleje więc jego zwrotność, a konieczne długości wózków są niekiedy niezgodne z przepisami ruchu drogowego.

Krąg prywatnych nabywców szybowców klasy otwartej zawęża się, gdyż są one mało przydatne do lotów treningowych i rekreacyjnych w okresie weekendów, a ten czynnik odgrywa ogromną rolę przy wyborze rodzaju sprzętu nabywanego indywidualnie w krajach zachodnich.

Obawy o „wynaturzenie” sportowego charakteru walki podczas mistrzostw budzi fakt, iż w klasie otwartej szybowce wyposażane bywają w coraz bogatszy zestaw coraz bardziej zminiaturyzowanych przyrządów nawigacyjno-taktycznych, które mogą ograniczyć rolę czynnika ludzkiego w taktycznej rozgrywce lotu do minimum. Przy dalszym braku ograniczeń w „oprzyrządowaniu” może dojść do lotów „zdalnie sterowanych” z ziemi lub przez elektronikę pokładową, a rola pilota ograniczy się do posłusznego wykonywania rozkazów. W tej sytuacji można przypuszczać, iż w przyszłości w klasie otwartej należy:

— albo wprowadzić pewne ograniczenia (najprawdopodobniej rozpiętości, całkowitej masy w locie względnie zakresu oprzyrządowania taktycznego bądź też kombinacji tych ograniczeń),

— albo klasa otwarta nie będzie reprezentowana w mistrzostwach świata dzieląc los istniejącej w latach pięćdziesiątych klasy szybowców dwumiejscowych.

Klasa standard

Klasę standard wprowadzono po raz pierwszy podczas mistrzostw świata w Lesznie w 1958 r., spełniając postulat światowej społeczności szybowcowej domagającej się umożliwienia startu tym, których nie stać na zakup sprzętu, albowiem szybowce, w pogoni za wzrostem osiągnięć, zaczęły

osiąganie ceny dla wielu ludzi niedostępne. Dlatego też na konstrukcję tej klasy nałożono ograniczenia.

Ograniczenia te spowodowały zahamowanie wzrostu osiągnięć, a zatem różnica w uzyskiwanych wynikach sportowych w klasie standard i otwartej stale rosła. Było to źródłem nacisku ze strony pilotów klasy standard na rozluźnienie ograniczeń (np. zezwolono na stosowanie chowanego podwozia, balastu wodnego), co z kolei spowodowało wzrost ceny szybowców klasy standard i znów sprzęt ten dla wielu stał się mało dostępny. W dążeniu do dalszych ulepszeń szybowców standardowych konstruktorzy, zachowując narzucone ograniczenia, zaczęli wykorzystywać wszelkie możliwości konstrukcyjne i technologiczne budując „superorchidee” w teoretycznie tylko taniej klasie standard.

Krytycy klasy standard zarzucają jej, iż odeszła od „ducha” tej klasy, będącego podstawą decyzji o jej wprowadzeniu do mistrzostw świata. W 25-lecie swego istnienia przynosiła ona wiele innowacji z klasy otwartej z nieodłącznym wzrostem ceny.

Zwolennicy utrzymania klasy standard w obecnej postaci powołują się na jej ogromną popularność nie tylko w mistrzostwach świata, lecz także w zawodach krajowych czy regionalnych.

Sledząc dyskusję nad przyszłością klasy standard można wnioskować, iż obecnej jej formie zmiany raczej nie zagrażają.

Klasa piętnastometrowa

Wobec stale pogłębiającej się różnicy osiągnięć między klasami otwartą i standard, zwolennicy tej ostatniej dążyli do dalszego rozluźniania jej ograniczeń. Decyzje takie jednak przekreśliłyby ideę klasy standard. Pod silnym naciskiem zawodników, CIVV zdecydowało się wprowadzić do mistrzostw świata trzecią, pośrednią klasę, mającą wypełnić coraz bardziej rozszerzającą się szczylinę osiąganą między klasą otwartą i standard.

W nowo wprowadzonej klasie zastosowano tylko jedno ograniczenie, tj. rozpiętość skrzydła nie przekraczającą 15 m. Zaisniala zatem możliwość swobodnego przepływu wszelkich nowości zastosowanych w klasie otwartej. Początkowy entuzjazm towarzyszący tej klasie i wielka jej popularność (klasa najsilniej obsadzona w mistrzostwach świata) z biegiem lat ulegały zmniejszeniu, doprowadzając dzisiaj do podziału na zwolenników i przeciwników tej klasy.

Zwolennicy podnoszą zalety piętnastometrowek, a więc łatwą obsługę naziemną, przyjemny pilotaż, dobre osiągi w krążeniu, niestwarzanie trudności operacyjnych (hol za samolotem, start z terenu przygodnego).

Przeciwnicy operują bardziej ważkimi argumentami. Osiągi piętnastometrowek i (przy dzisiejszym poziomie) szybowców klasy standard są zbliżone. Zdecydowany wzrost osiągnięć można uzyskać głównie przez zwiększenie rozpiętości skrzydeł. Inne działania powodują tylko niewielkie zmiany, okupione zbyt wysokimi nakładami finansowymi. Tak więc piętnastometrowki pod względem osiągnięć zbliżają się do klasy standard i pod względem ceny do klasy otwartej.

Argumentacja, iż przez zmianę końcówek skrzydeł można łatwo z rozpiętości 15 m przejść na wyższą jest iluzoryczna, albowiem skrzydło zoptymalizowane dla rozpiętości 15 m nie może być optymalne dla innych rozpiętości.

Ostatnio częstym zjawiskiem jest adaptacja szybowców na motoszybowce przez pewne przeróbki umożliwiając instalację małego silnika, pozwalającego na utrzymanie się szybowca w powietrzu, przy starcie wspomaganym, np. przez wciągarkę lub na holu za samolotem. Szybowce o rozpiętości do 15 m są słabą podstawą do rozwoju takich motoszybowców, gdyż parametry ich skrzydeł dają w efekcie zbyt duże dociążenie powierzchni nośnej przez masę zabudowywanych dodatkowo elementów zespołu napędowego.

Propozycje zmian

Przytoczona powyżej charakterystyka aktualnie istniejących klas szybowców biorących udział w mistrzostwach świata, ujawniająca pozytywne i negatywne tej struktury, jest źródłem krytyki. Aby strukturę tę zmienić (czy na lepsze, czy na gorsze, to kwestia poglądów autorów projektów zmian), wysuwane są różne propozycje, które również narażają na krytykę lub poparcie na forum międzynarodowym.

Klasa osiemnastometrowa

Jedną z propozycji jest wprowadzenie klasy o rozpiętości ograniczonej do 18 m. Zwolennicy jej uważają, iż będzie to klasa rzeczywiście pośrednia między otwartą i standard.

Pojawiające się stale nowe tworzywa konstrukcyjne pozwalają na zachowanie masy i poziomu naprężeń w strukturze płatowca na poziomie obecnych piętnastometrowek. Jakkolwiek innowacje aerodynamiczne i konstrukcyjne przy rozpiętości 15 m nie dadzą znaczącego wzrostu osiągnięć, natomiast rozpiętość 18 m pozwoli na zdecydowane „odbiście się” od osiągnięć klasy standard. W kilku ostatnich mistrzostwach świata wyniki w klasie standard i 15-metrowek były bardzo zbliżone, co nie miało miejsca w przypadku zastosowania rozpiętości 18 m w klasie pośredniej. Ważki jest również argument, iż rozpiętość 18 m jest dobrą podstawą do przeróbek szybowca na motoszybowiec, który sam utrzymuje się w powietrzu.

Przeciwnicy tej klasy stawiają zarzuty, iż cena automatycznie wzrośnie oraz że zostaną zahamowane wysiłki konstruktorów w poszukiwaniu możliwości poprawy osiągnięć piętnastometrowek (np. przez zmiany obrysu płata, optymalizację cięciw, prace nad konstruowaniem specjalnych profili dla tej klasy, optymalizacja kadłubów itp.). Duża obecnie popularność piętnastometrowek sprawia, iż stanowią one znaczną część szybowcowego światowego sprzętu zawodniczego. Wprowadzenie klasy 18 m spowoduje, że właściciele szybowców klasy 15 m będą musieli zakupić nowy sprzęt, nie będzie więc zbytu na piętnastometrowki, a ich atrakcyjność natychmiast spadnie. Nawet wprowadzenie nowej klasy w perspektywie wieloletniej nie daje szans na wymianę sprzętu.

Otwarta pozostaje kwestia czy klasę 18 m wprowadzić do mistrzostw świata jako czwartą, czy też uczynić z niej substytut którejś z obecnie istniejących klas. Szanse stworzenia czwartej klasy są raczej niskie, opiewań już dzisiaj, przy trzech klasach, w czasie mistrzostw są trudności ze sprawnym przeprowadzeniem startów do konkurencji, a należy liczyć się ze wzrostem liczby uczestników mistrzostw świata.

Klasa szybowców „krótkich”

Niektóre kraje postulują ustanowienie klasy szybowców „krótkich”, tj. o rozpiętości nie przekraczającej 13 lub 14 m. Cena takich szybowców powinna być zdecydowanie niższa od cen obecnego sprzętu zawodniczego, a szybowce byłyby bardzo przydatne do treningu aeroklubowego.

Propozycja ta nie znajduje jednak powszechnej aprobaty ze względu na zbyt drastyczne zaniżenie osiągnięć. Ponadto nieudane doświadczenia z próbą wprowadzenia do mistrzostw świata klasy klub nie są zachętą do akceptacji klasy 13- czy 14-metrowek.

Klasa szybowców dwumiejscowych

Klasa szybowców dwumiejscowych, która w mistrzostwach świata była reprezentowana po raz ostatni w 1956 r., została wycofana ze względu na słabnące zainteresowanie zawodników lataniem dwuosobowym, a także brak postępu w osiągnięciach szybowców dwumiejscowych.

Dzisiaj latanie w zespole dwuosobowym przeżywa renesans i w zawodach krajowych niektórych państw uczestniczą dwumiejscówki.

Propagatorzy przywrócenia w mistrzostwach świata klasy szybowców dwumiejscowych widzą jednak konieczność wprowadzenia pewnych rygorów w ograniczeniu rozpiętości, ograniczeniu maksymalnej masy w locie i niedopuszczeniu do stosowania balastu wodnego. Od momentu podjęcia ewentualnej decyzji CIVV o restytuowaniu tej klasy, konieczne będzie pozostawienie dostatecznego marginesu czasu na opracowanie konstrukcyjne i podjęcie produkcji seryjnej zawodniczego sprzętu dwumiejscowego.

Na pewno szybowce dwumiejscowe będą kupowane głównie przez aerokluby lub zespoły posiadaczy prywatnych. W tej sytuacji szybowce tej klasy muszą nie tylko spełniać wymagania zawodnicze, ale także muszą nadawać się do normalnego treningu w warunkach aeroklubowych. Tylko wówczas będzie można mówić o liczebnym wzroście dwumiejscówek, gwarantującym możliwość rozegrania mistrzostw świata z udziałem tej klasy.

Proponuje się również, aby szybowce dwumiejscowe włączyć do jednej z istniejących klas, stosując w punktacji współczynniki „handicapowe”.

Słuszny wydaje się również powszechny pogląd, iż dwumiejscówki do mistrzostw świata powinny wrócić przez wcześniejsze „przyjęcie się” w imprezach krajowych.

Klasa olimpijska

Możliwość rozgrywania mistrzostw świata na monotypie stwarzałaby najbardziej sportową płaszczyznę współzawodnictwa pilotów. Uproszczona byłaby także punktacja.

Zwolennicy monotypu uważają, iż byłby to sprzęt najtańszy, realizujący najlepiej ideę współczesnej klasy standard.

Bardzo jednak ważne są argumenty przeciwników. Monotypizacja byłaby równoznaczna z zahamowaniem postępu konstrukcyjnego w szybownictwie. Brak nowości w sprzęcie musiałby nieuchronnie spowodować stagnację w taktyce zawodniczej. Problem taniości sprzętu nie jest też tak prosty. Gdyby nawet produkowano monotyp (z licencji), to jednak koszty uzbrojenia warsztatowego poszczególnych twórców, ulegającego ciąglej modernizacji dla wytrzymania konkurencji rynkowej, stawiają pod znakiem zapytania optymizm odnośnie do niskiej ceny szybowca olimpijskiego.

Można spodziewać się, iż po kilku kolejnych mistrzostwach świata rozgrywanych na monotypie zrodziłyby się ogólny sprzeciw wszystkich ogniw szybownictwa przeciwko konieczności latania na szybowcach, chociaż budowanych dzisiaj, ale jednak technicznie konstrukcji historycznych.

Kombinacja klas

Jedną z ciekawszych propozycji jest wniosek rozgrywania mistrzostw świata w układzie przemiennym. Poszczególne klasy brałyby udział w co drugich mistrzostwach. Stosowane byłyby więc dwa układy: A i B, które mogłyby wyglądać np. tak:

- układ A: klasa standard, 18 m, dwumiejscówki,
- układ B: klasa otwarta, 15 m, klub (krótkie).

W jednych mistrzostwach stosowany byłby układ A, w następnych układ B, w trzecich zaś znów układ A itd. Oczywiście zestawienie klas w poszczególnych układach jest sprawą dyskusyjną.

Propozycję tę należy uznać za interesującą, gdyż pozwala z jednej strony na uniknięcie wspomnianych już trudności operacyjnych, z drugiej zaś nie ogranicza możliwości rozwojowych szybownictwa do zacieśnionego układu, pozwalając na bardziej wszechstronne ukierunkowanie i urozmaicenie sportowego aspektu szybownictwa.

* * *

Przedstawione tendencje w światowym szybownictwie pozwalają na snucie prognoz co do dalszych kierunków rozwoju konstrukcji szybowcowych i praktyki zawodniczej.

Na pewno obecnie istniejąca struktura klas szybowców biorących udział w mistrzostwach świata nie zadowala wielu zawodników. Istnieje jednak bardzo wiele barier ograniczających możliwości zbytniego rozbudowywania tej struktury, przy czym podstawą jest bariera finansowa. Najwięcej pozytywów w dyskusji zyskuje klasa standard, największy sceptycyzm budzi klasa otwarta. Klasa piętnastometrówek ma również wielu przeciwników.

Trudno dzisiaj przewidywać, jakie będą przyszłe decyzje CIVV odnośnie do struktury klas, można jednak sądzić, iż idea wprowadzenia klasy osiemnastometrówek czy to jako klasy czwartej, czy też jako substytutu którejś z obecnych klas (najprawdopodobniej klasy 15 m) będzie zyskiwać coraz szerszy krąg zwolenników.

Rośnie zainteresowanie reaktywacją udziału w mistrzostwach świata szybowców dwumiejscowych, tym bardziej że klasa ta odradza się już w imprezach regionalnych.

Obie propozycje mają szanse urzeczywistnienia, przy czym szanse te z roku na rok wydają się rosnać. Śledzenie tendencji w tym względzie jest niezmiernie ważne dla konstruktorów i producentów sprzętu szybowcowego. Wiadomo bowiem, iż wszelkie decyzje FAI w tej sprawie muszą być poparte odpowiednim wyprzedzeniem konstrukcyjno-produkcyjnym dla zapewnienia pełnego pokrycia sprzętowego w nowych klasach szybowców, w momencie gdy zostaną oficjalnie wprowadzone do regulaminu rozgrywania szybowcowych mistrzostw świata.



**Stowarzyszenie
Inżynierów i Techników
Mechaników Polskich
ZESPÓŁ
OSRODKÓW
RZECZOZNAWSTWA
I POSTĘPU
TECHNICZNEGO**
ul. Zurawia 22,
00-515 Warszawa
tel. 28-06-31

ZORPOT wykonuje dla kraju i zagranicy:

- raporty techniczno-organizacyjne
- założenia projektowe zakładów przemysłowych (małych i dużych — o różnym stopniu mechanizacji i automatyzacji)
- pełną lub uproszczoną dokumentację konstrukcyjną i technologiczną
- ekspertyzy i orzeczenia techniczne
- próby badania oraz ustalenia przyczyn awarii
- rozruchy maszyn i urządzeń
- nadzory techniczne
- opracowywanie dokumentacji i wykonawstwo prototypów oraz oprzyrządowania.

**Masz do rozwiązania problem techniczny?
Dzwoń lub odwiedź Ośrodek ZORPOT.**

Klub Techniki i Racjonalizacji ZORPOT-SIMP świadczy pomoc racjonalizatorom i wynalazcom w realizacji ich pomysłów oraz upowszechnia osiągnięcia naukowo-techniczne, poszukuje producenta, pomaga w uruchomieniu produkcji. Ośrodek Doradztwa Technicznego pomaga w rozwiązywaniu wszelkich problemów technicznych, prowadzi serwisy techniczne i remonty nietypowych maszyn i urządzeń, wykonuje na zlecenie kompleksową obsługę techniczną zakładów, pomaga w rozwoju przemysłu drobnego przez modernizację i uruchomienie małych zakładów.

Ośrodki ZORPOT

- 15-417 Białystok, ul. Żółta 13, tel. 214-42
- 85-030 Bydgoszcz, ul. Rumińskiego 6, tel. 22-40-84
- 80-850 Gdańsk, ul. Rajska 6, tel. 31-97-21
- 66-400 Gorzów Wlkp., ul. Czysta 1, tel. 235-14
- 25-501 Kielce, ul. Sienkiewicza 48/50, tel. 490-61
- 75-204 Koszalin, ul. Jana z Kolna 38/40, tel. 272-36
- 31-147 Kraków, ul. Długa 11a, tel. 22-42-90
- 20-003 Lublin, ul. Przechodnia 4, tel. 226-67
- 90-360 Łódź, ul. Piotrkowska 230/232, tel. 32-73-69
- 10-057 Olsztyn, ul. Kasprzaka 18, tel. 33-04-31
- 60-286 Poznań, ul. Słoneczna 11a, tel. 67-17-31
- 35-111 Rzeszów, ul. Wyspiańskiego 16, tel. 365-33
- 70-150 Szczecin, ul. Konopnickiej 3, tel. 739-41
- 87-100 Toruń, ul. Żeglarska 26, tel. 249-82
- 01-517 Warszawa, ul. Mickiewicza 9, tel. 39-03-49
- 53-233 Wrocław, Al. Pracy 2, tel. 61-26-61
- 65-056 Zielona Góra, ul. Żeromskiego 19, tel. 716-83
- 01-737 Warszawa — Klub Techniki i Racjonalizacji, ul. Elbląska 10, tel. 33-51-81
- 00-515 Warszawa — Ośrodek Doradztwa Technicznego, ul. Zurawia 22, tel. 29-45-30

Blizsze informacje o działalności ZORPOT można uzyskać również w każdym Oddziale Wojewódzkim SIMP.



EO/647/K/85

Przeguby elastomeryczne

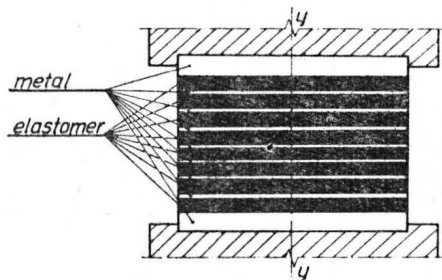
— konstrukcja i przeznaczenie (I)

Mgr inż. **BOGUSŁAW POLETAJEW**
 Mgr inż. **STANISŁAW TRĘBACZ**
 OBR WSK Swidnik

W nowoczesnych konstrukcjach pojazdów i maszyn znajdują coraz szersze zastosowanie przeguby elastomeryczne. W przegubach tych, eliminując elementy ślizgowe i toczne, wyeliminowano problem powstawania luzów w wyniku zużycia współpracujących części. Zawieszenia na przegubach elastomerycznych stwarzają lepsze warunki pracy zespołów konstrukcji i podnoszą walory użytkowe sprzętu. Konstrukcja i technologia wytwarzania takich przegubów są jednak trudne.

Co to jest przegub elastomeryczny?

Przegub elastomeryczny stanowi zespół elementów sztywnych, połączonych ze sobą warstwami elastomeru (sekwencje: metal lub kompozyt — elastomer). Odpowiednie przemieszczenia liniowe i kątowe uzyskuje się w przegubie przez sprężyste odkształcenia elastomeru, przy zachowaniu stałej jego objętości (elastomer jest prawie nieściśliwy). Wzrostowi obciążeń przegubu towarzyszy odpowiedni wzrost odkształceń sprężystych elastomeru, jednakże zależność ta nie jest liniowa. Przegub ma zdolność powrotu do położenia wyjściowego po zdjęciu obciążenia. Zmianie obciążeń towarzyszy zjawisko histerezy i znaczne tłumienie drgań. Najprostszym przykładem elastomerycznego przegubu jest stos płytek stalowych połączonych warstwami gumy (rys. 1). Przegub taki może być odkształcany sprężysto we wszystkich kierunkach liniowo i kątowo, jednak odkształcenie w

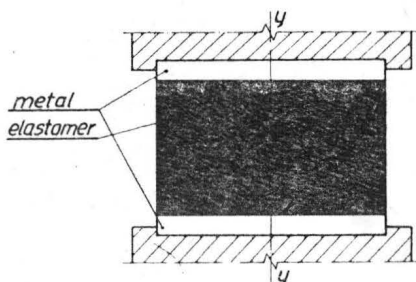


Rys. 1. Przykład przegubu wielowarstwowego

wyniku ściskania wzdłuż osi Y jest bardzo małe i praktycznie można to uznać za ograniczenie stopnia swobody. Taki wielowarstwowy przegub w stosunku do przegubu o jednej warstwie elastomeru, tej samej powierzchni i wysokości całkowitej (rys. 2) wykazuje wyższą nośność przy niższym odkształceniu sprężystym. Tak więc sztywne przekładki spełniają rolę podobną do roli zbrojenia w kompozycie.

Budowa — sposób wykonania przegubu elastomerycznego

Przegub elastomeryczny może być optymalnie dostosowany pod względem budowy do rodzaju obciążeń i założonych odkształceń sprężystych. Różne rozwiązania konstrukcji przegubów pokazuje rys. 3. Elementy sztywne przegubu

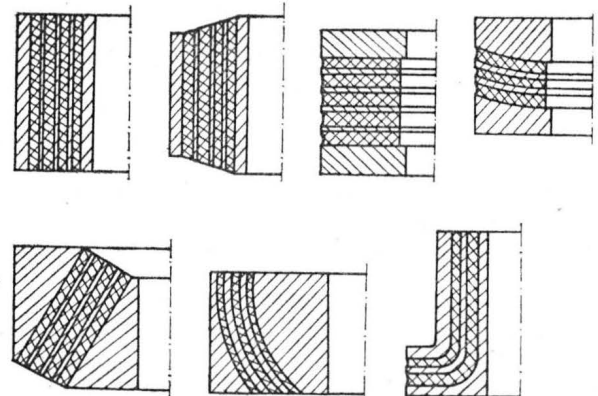


Rys. 2. Przykład przegubu z jedną warstwą elastomeru

elastomeru wykonuje się z wysokowytrzymałych stali konstrukcyjnych lub kompozytów. Elementy te po odtłuszczeniu i przygotowaniu powierzchni ustala się w formie a w wolne przestrzenie pomiędzy nimi wprowadza się elastomer. Utwardzenie (wulkanizacja) warstw elastomeru ma miejsce we wnętrzu formy. Forma ta, w zależności od użytego elastomeru, jest podgrzewana do odpowiedniej temperatury. Dla uniknięcia przyklejenia elastomeru do formy stosuje się jej powlekanie cienką warstwą oddzielnika. Budowa formy musi ponadto umożliwiać wyjęcie przegubu nawet w przypadku złego działania oddzielnika. Elastomery stanowią grupę naturalnych syntetycznych tworzyw, wykazujących dużą zdolność do odkształceń (wydłużenie sprężyste do 800%). Spośród elastomerów możemy wyróżnić: kauczuk naturalny i jego pochodne oraz polimery butadienu i chloroprenu, kopolimery butadienu i izoprenu ze związkami winylowymi, kopolimery etylenu z propylenem, kauczuki akrylowe, poliuretany, a także niektóre termoplasty. Jednakże najszersze zastosowanie znajdują gумы.

Gумы jako materiał elastomeryczny

Pomimo znacznego rozwoju chemii podstawowymi materiałami elastomerycznymi są gумы. Gумы do dziś są używane w olbrzymich ilościach, mimo znacznych niedogodności związanych z technologią ich wytwarzania. Główne trudności polegają na stworzeniu stałych warunków wulkani-



Rys. 3. Przykłady rozwiązań konstrukcji przegubów

TABLICA. Właściwości gum

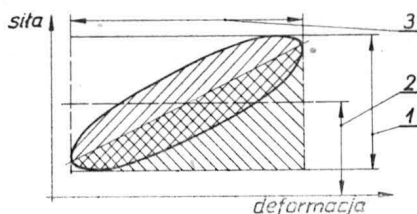
Gatunek gumy	Właściwości wytrzymałościowe				Uwagi
	Sh (Shore'a)	R _m , MPa	l, %	temp. pracy, °C ośrodek	
NO-68-1	55 ÷ 70	9	250	-55 ÷ 100°C powietrze i słabe kwasy	w oleju AMG-10 pęcznieje 15% wagi, w benzynie - 45%
W-14-1	78 ÷ 82	12	140	-45 ÷ 100°C powietrze	w oleju AMG--10 temp. pracy - 60 ÷ 100°
38—24	40 ÷ 55	6,5	320	-30 ÷ 100°C powietrze, olej, nafta	
38—25	80 ÷ 92	11	140	-30 ÷ 100°C powietrze, olej, nafta	
38—26	60 ÷ 75	8	300	-30 ÷ 100°C powietrze, olej, nafta	

Temperatura wulkanizacji 143±5°C, ciśnienie wulkanizacji 2,5 MPa, klej do wulkanizacji — Lejkomat. Czas wulkanizacji zależy od masy i waha się w granicach 10÷25 min. Zależy również od masy formy i grubości jej przekroju

zacji, tzn. usieciowania cząsteczek kauczuku naturalnego lub syntetycznego w środowisku substancji ułatwiających procesy przetwórcze oraz nadających gumie odpowiednie właściwości. Najważniejszymi składnikami tworzącymi mieszanki kauczukowe są:

- kauczuk naturalny lub syntetyczny (dienowy lub niedienowy),
- siarka — jako środek wulkanizujący,
- sadza, krzemionka lub kreda — jako napelniacze,
- żywice, parafina, cerezyna — jako zmiękczacze,
- barwniki,
- azot, dwutlenek węgla — jako środki porotwórcze,
- środki ochronne.

Zmieniając proporcje składników wchodzących w skład mieszanki, można uzyskać wiele gatunków gum o zróżnicowanych właściwościach elastomerycznych, odporności na ścieranie, wytrzymałości na rozciąganie i ściskanie oraz na działanie olejów, paliw, smarów, jak również podwyższonych temperatur i odporności na starzenie. Niedogodności technologiczne, jakie należy pokonywać przy przetwórstwie gum, tzn. stworzyć odpowiednio korzystne warunki wulkanizacji, jak również pokonać bardzo ograniczoną płynność kauczuku nawet w podwyższonych temperaturach spowodowały, że zaczęto poszukiwać konkurentów dla kauczuku naturalnego. Inną, nie mniej istotną, przyczyną stał się fakt kurczących się zapasów przede wszystkim drzew kauczukowych, jak również innych drzew i krzewów zawierających lateks (sok drzew kauczukowych) mający w swojej substancji stałej ok. 96% węgłowodoru kauczukowego. Obecnie światowa technika dysponuje licznymi odmianami kauczuków syntetycznych.



Rys. 4. Schemat tłumienia wewnętrznego gumy. Elipsa pokazuje straty energii: 1 — obciążenie dynamiczne, 2 — obciążenie statyczne, 3 — sprężenie dynamiczne

Stworzone zostały warunki poznawcze do opracowania nowych składów chemicznych mieszanek kauczukowych zapewniających wysokie właściwości wytrzymałościowe gum. Nowe konstrukcje urządzeń przetwórczych o wysokim poziomie technicznym potwierdzają tezę, że gumy jako podstawowe elastomery na długo pozostaną na niezagrożonej pozycji.

Właściwości gumy

Guma jest materiałem szczególnie sprężystym, absorbującym dźwięk i odpornym chemicznie. W porównaniu ze stalą ma zdecydowanie większe tłumienie wewnętrzne (rys. 4). Wykres naprężenia — wydłużenie $\sigma = f(\epsilon)$ (rys. 5, 6) pokazuje wyraźne różnice we właściwościach związanych z wydłużeniem dla różnych materiałów. Rys. 5 odnosi się do próby rozciągania stali, a rys. 6 jest związany z taką samą próbą dla gumy.

Dla stali wydłużenie ϵ wzrasta proporcjonalnie do naprężenia σ , aż do granicy proporcjonalności. Do tego punktu stosuje się prawo sprężystości Hooke'a:

$$\epsilon = \frac{\sigma}{E}$$

Nieco poniżej granicy proporcjonalności leży granica sprężystości. Do tego punktu stal zachowuje się sprężysto, tzn. po ustąpieniu obciążenia przyjmuje swój kształt początkowy. Przekraczając granicę proporcjonalności, przy granicy plastyczności rozpoczyna się proces odkształceń trwałych stali, tzn. wydłużanie jej bez wzrostu siły rozciągającej. Przy granicy wytrzymałości na rozciąganie, wartość siły rozciągającej osiąga maksimum. Zerwanie następuje przy dalszym wydłużeniu bez wzrostu siły rozciągającej ze względu na zmniejszający się przekrój.

Przy gumie proces rozciągania jest zupełnie odmienny. Już niewielka siła rozciągająca powoduje duże wydłużenie. Guma nie wydłuża się proporcjonalnie do obciążenia, tzn. moduł sprężystości nie jest stały i nie stosuje się prawa Hooke'a. Nie występuje granica płynności (rys. 6), obciążenie wzrasta postępowo, aż do nagłego zerwania.

Guma jako materiał konstrukcyjny

Guma wyróżnia się spośród innych materiałów konstrukcyjnych specjalnymi właściwościami. Wydłużenie gumy może sięgać ponad 100% i w większości jej rodzajów znajduje się w obszarze sprężystości. Stale np. charakteryzują się bardzo niskimi wartościami wydłużenia poniżej granicy sprężystości. Wytrzymałość na rozciąganie dla gumy jest jednak dużo mniejsza niż dla stali. Dla gumy maksymalnie można osiągnąć $\sigma_{max} = 25 \div 30$ MPa.

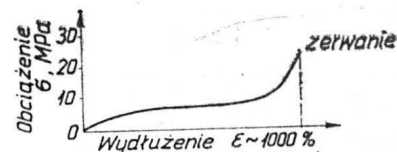
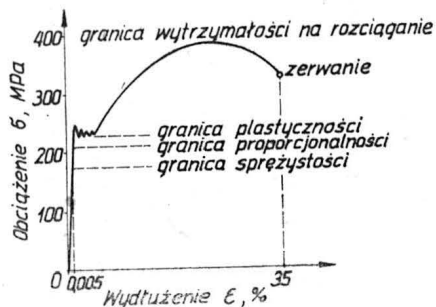
Duże wydłużenie gumy sprzyja jej szerszemu zastosowaniu w konstrukcjach w porównaniu z najlepszymi stalami. Poddana obciążeniu guma nie wykazuje żadnej z granic charakterystycznych dla stali, moduł wzrasta aż nagle nastąpi zerwanie.

Moduł sprężystości na ściskanie dla gumy leży poniżej normalnego obszaru twardości 30÷80 IRH, pomiędzy 2 a 12 MPa, podczas gdy dla stali wartość ta wynosi ok. 210 000 MPa. Twardość gumy jest określana jako opór materiału względem zmiany jego kształtu przy ścisaniu.

Twardościomierzem stosowanym dla gumy jest durometr Shore'a — przyrząd obciążeniowy, sprężynowy o stożkowym zakończeniu. Określenie twardości gumy polega na pomiarze głębokości wgłębienia. Odczytu dokonujemy na skali o podziale 0÷100°:

- 0° oznacza nieskończenie międką,
- 100° oznacza nieskończenie twardą.

Twardość podawana jest w stopniach IRH i nie jest wykorzystywana bezpośrednio do obliczeń, lecz jest przekształcana w wartości podające wielkości modułu ściskania lub ścinania. Oznacza to, że miękka guma jest ok. 100 000



Rys. 5. Wykres rozciągania stali
Rys. 6. Wykres rozciągania gumy

razy bardziej miękka niż stal. Inną ważną cechą gumy jest zdolność do tłumienia drgań. Przy zastosowaniu sprężyny gumowej poddanej obciążeniu ścisającemu bezpośrednia redukcja energii wynosi ok. 15÷25%, a przy uderzeniach pojedynczych aż do ok. 35÷40%. Tłumienie jest tak duże, że w wielu przypadkach sprężyny gumowe są wykorzystywane jako tłumiki.

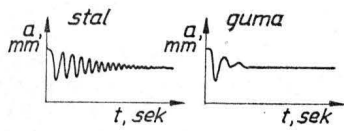
Zdolność do tłumienia jest szczególnie istotna, gdy np. maszyna ustawiona na takiej sprężynie wpada w drgania rezonansowe. Wychylenie rezonansowe sprężyny gumowej wynosi tylko 2÷20% wychylenia sprężyny stalowej o takiej samej sztywności. Zalety takich sprężyn gumowych wydają się być duże, jednakże należy zachować ostrożność, gdy mamy do czynienia z dużymi obciążeniami. Przy dużym obciążeniu, duża część energii przekształca się w ciepło, które stwarza zagrożenie zniszczenia elementu gumowego. Guma poddana silnym naciskom osiada, tzn. trwale się odkształca, co jest również zjawiskiem szkodliwym. Krzywe przebiegu drgań przy pojedynczych uderzeniach dla gumy i stali przedstawia rys. 7.

Inną ważną zaletą gumy jest jej duża odporność chemiczna. Odporna jest ona na działanie wilgotnego powietrza i najczęściej występujących kwasów.

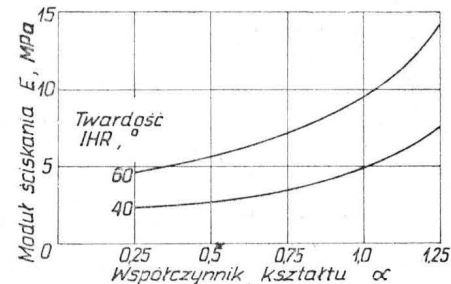
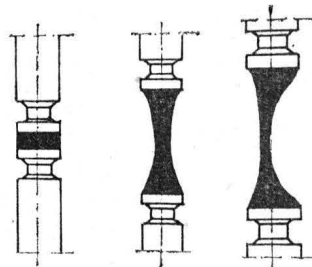
Nakładanie gumy na metal

Obecnie łączenie gumy z metalem nie stanowi żadnego problemu. Udaje się wyprodukować tak silne połączenia, że wytrzymują one naprężenia rozciągające do 7 MPa. Przy silnym rozciąganiu guma rozpada się na dwie części zanim oderwie się od metalu. Rys. 8 przedstawia element gumowy w połączeniu ze stalą poddany rozciąganiu. Charakterystyczne jest układanie się przelomu na przedmiocie gumowym.

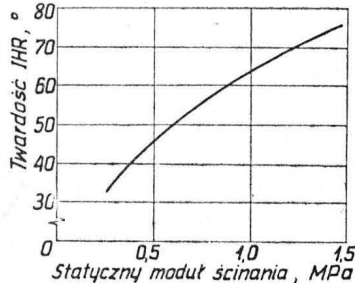
W praktyce należy przyjmować dopuszczalne obciążenie niszczące w granicach 1,5 MPa ze względu na to, że naprężenia rozciągające przy większych detalach są rozmieszczone bardzo nieregularnie. Dopuszczalne naprężenia na rozciąganie są wyższe na brzegu niż w środku tak, że ewentualny przelom rozpoczyna się zazwyczaj na brzegu i wydłuża



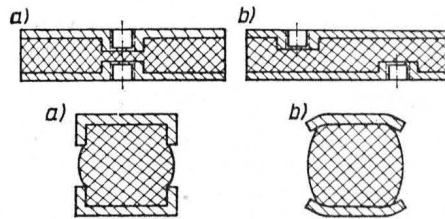
Rys. 7. Przebieg drgań przy pojedynczych uderzeniach
Rys. 8. Rozciąganie próbki z zawulkanizowaną gumą



Rys. 9. Moduł ściskania w zależności od współczynnika kształtu α

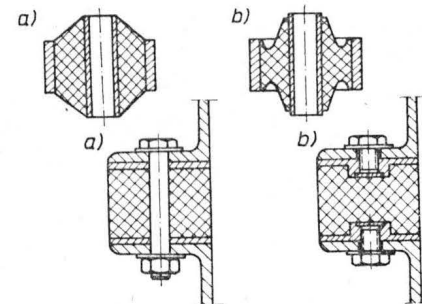


Rys. 10. Moduł ścinania w zależności od twardości gumy



Rys. 11. Przykłady rozwiązań technologicznych przy styku bezpośrednim gumy z brzegami metalowymi: a) niepoprawne, b) poprawne

Rys. 12. Przykłady budowy profilu gumowego dla eliminowania niepożądanych naprężeń skurczowych na krawędzi tulei zewnętrznej: a) nie zalecane, b) poprawne



do wnętrza gumy. Przy projektowaniu kształtu izolatorów należy uwzględnić tę właściwość gumy. Rys. 8 przedstawia kształt powstającego przełomu w rozciągającej próbce z zawulkanizowaną gumą.

Aspekty konstrukcyjnego zastosowania gumy

Jak wcześniej wspomniano, moduł sprężystości na ściskanie wzrasta wraz ze wzrostem naprężenia. W sytuacji jednak, gdy ściskana guma nie ma możliwości swobodnego odkształcania się, odchylenia modułu sprężystości są jeszcze większe. Sprężystość jest możliwa tylko wtedy, gdy obciążona guma może się odchylić i tworzyć wybrzuszenia. Wynika z tego, że istotny jest współczynnik kształtu α określający stosunek pomiędzy powierzchnią obciążoną a swobodną. Przy bardzo cienkiej gumie można otrzymać bardzo duży moduł sprężystości i na odwrót. Podobnie jest z twardością gumy. Rys. 9 przedstawia zależność modułu ściskania w zależności od współczynnika α , zaś rys. 10 zależność modułu ścinania od twardości gumy. Z przebiegu krzywych wynika, że np. dla współczynnika $\alpha = 0,25$ i dla takiej samej twardości gumy np. 40 IRH, guma poddana ściskaniu jest ok. 6÷8-krotnie bardziej miękka od poddanej ścinaniu.

Do obliczeń należy jednak zakładać maks. 3÷4-krotnie większe naprężenia ściskające od ścinających. Wskazuje na to fakt, że najlepiej guma będzie wykorzystywana jako sprężyna w sytuacji, gdy zostanie przewidziane także i ścinanie. Wynika z tego praktyczny wniosek, że współczynnik α jest bezpośrednim miernikiem sprężystości dla danego gatunku i twardości gumy.

Podane wartości modułów odnoszą się do statycznej próby ściskania w sytuacji, gdy powierzchnie czołowe nie mogą się ślizgać. Podczas obciążeń dynamicznych guma staje się bardziej sztywna. Stosunek pomiędzy wytrzymałością dynamiczną a statyczną wynosi ok. 1,3; oznacza to, że stałą sprężystość dynamiczną otrzymamy, mnożąc stałą statyczną gumy przez 1,3.

Przedmiot gumowy o podanej twardości musi mieć określoną grubość minimalną, aby zapewnić przewidywaną sprężystość. Ostre brzegi metalowe nie powinny stykać się bezpośrednio z gumą, ponieważ przy poddaniu jej silnemu naprężeniu może ona zostać przecięta (rys. 11). Guma ma znacznie wyższe współczynniki rozszerzalności cieplnej niż stal, przy ochładzaniu po wulkanizacji guma kurczy się bardziej niż stal. Należy to uwzględnić szczególnie przy konstrukcji elementów gumowych pomiędzy dwoma współosiowymi pierścieniami stalowymi, ponieważ profil gumowy musi mieć tutaj kształt taki, żeby wyeliminować niepożądane naprężenia rozciągające. Rys. 12 pokazuje przykład budowy profilu gumowego do eliminowania niepożądanych naprężeń skurczowych na krawędzi tulei zewnętrznej. Przy naprężeniach dopuszczalnych liczy się jako normalne wartości:

- dla ścinania — 0,35÷0,5 MPa,
- dla ściskania — 1 MPa z ograniczeniem, że odkształcenie nie powinno przekraczać 20÷25%.

Literaturę zamieścimy w cz. II artykułu, TLiA nr 9/85.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral we Wrocławiu zgłosił do opatentowania sposób zerowania regulatora przepływu oraz urządzenie do stosowania tego sposobu (wynalazcy: R. Kania, M. Skąpski, C. Wargan, W. Suchy). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie umożliwienia zwiększenia pola tolerancji wymiarów elementów wpływających na przecieki oraz zagadnienie wyeliminowania

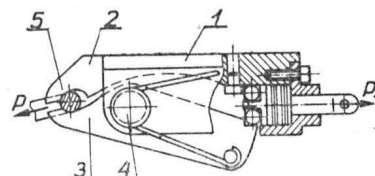
konieczności stosowania selekcji tych elementów podczas montażu.

Sposób polega na ustaleniu zerowego elementu dławiącego w pozycji, w której przecieki są najmniejsze, następnie zablokowaniu tego elementu w takiej pozycji i na koniec wykonaniu otworu pod kolek. Urządzenie 1 jest wyposażone w śrubę mocującą i tuleję wiertarską 2.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 23/1982 r., w klasie G 05 D, pod nr P.230282.

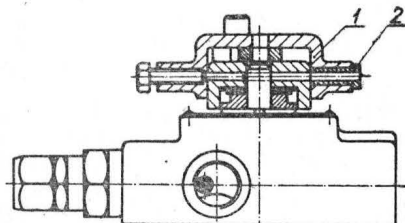
● WSK PZL-Mlelec zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania mechanizm odczepiający, zwłaszcza ogniwo liny spadochronu hamującego (autor K. Kita). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji mechanizmu wymagającej użycia małej siły do pokonania tarcia wywołanego naciskiem ramienia

dźwigni na element oporowy mechanizmu odczepiającego.



Mechanizm stanowi: korpus 1, którego jeden koniec 2 zakończony jest szczęką podtrzymującą 5, dźwignia dwuramienna 3 zamocowana obrotowo na sworzniu 4 ze szczęką podtrzymującą dolną i powierzchnią oporową na jej drugim końcu oraz mechanizm blokujący.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 9/1983 r., w klasie F 16 B, pod nr P.236977 T.



Szybowiec wyczynowy klasy otwartej

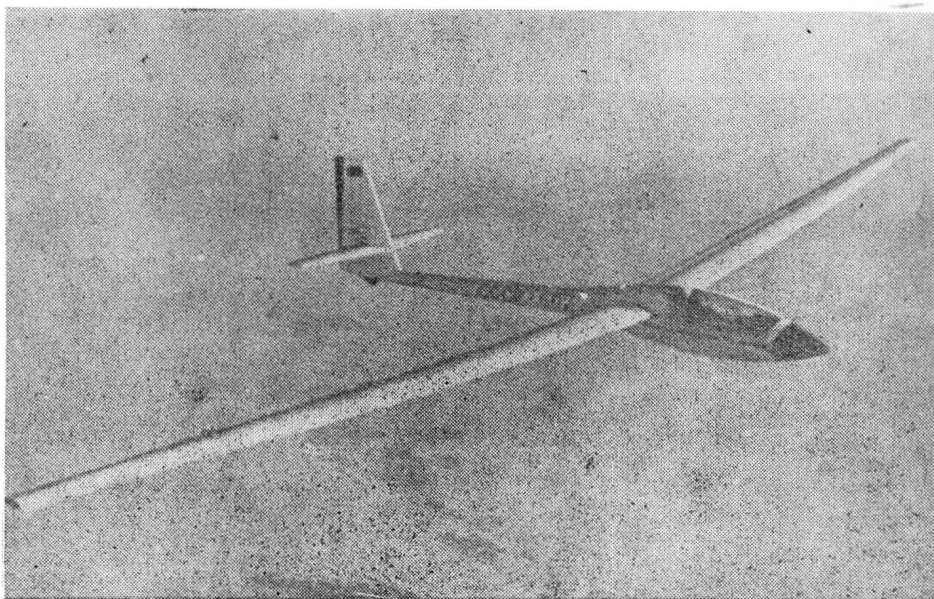
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy średniopłat konstrukcji laminatowej z chowanym podwoziem.

Płat. Obrys dwutrapezowy (załamanie krawędzi spływu na przejściu: lotka-klapa), profil Wortmann FX 67K170, wznios 2,5°. Konstrukcja dwudzielna, skorupowa, jednodźwigarowa z laminatu epoksydowo-szklanego. Pasy dźwigara z rowingu węglowego. Bezszczelinowe klapy konstrukcji przekładkowej zajmują 60% rozpiętości. Zakres wychyleń klap od +12° do -4°. Lotki o konstrukcji podobnej do konstrukcji klap. Za dźwigarem, w niewielkiej odległości od kadłuba, umieszczone są wysuwane z górnej powierzchni skrzydeł płytowe hamulce aerodynamiczne. W noskach skrzydeł mieszczą się integralne zbiorniki balastu wodnego o łącznej pojemności 250 l. Zawory napełniania zbiorników umieszczone na dolnych powierzchniach skrzydeł. Czas opróżniania zbiorników wynosi ok. 480 s. Połączenie dźwigarów skrzydeł z kadłubem umożliwia szybki montaż i demontaż.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt kropłowy w przedniej części przechodzący w belkę o przekroju kołowym. Nosek kadłuba wyraźnie zaokrąglony. Konstrukcja skorupowa z laminatu epoksydowo-szklanego. Przednia część kadłuba wzmocniona strukturą kratownicową spawaną z rur stalowych wprowadzającą w skorupę siły skupione od mocowania skrzydeł, podwozia, fotela i zaczepu holowniczego. Kabina pilota rozwiązana klasycznie — pozycja pilota półleżąca, oparcie fotela regulowane. Tablica w układzie poziomo-pionowym (w kształcie grzyba). Osłona kabiny jednoczęściowa otwierana w górę ku przodowi, zawiasy osłony wyposażone w sprężynowy mechanizm odciążający, ułatwiający otwieranie. Za fotelem pilota wnęką podwozia zamykana dwudzielna pokrywa. Nad wnęką umieszczony jest akumulator radiostacji. Tylna część kadłuba w postaci stożkowej, rurowej belki tworzy jedną całość ze statecznikiem pionowym. Pod statecznikiem płoza chroniąca tył kadłuba.

Usterzenie. Usterzenie w układzie krzyżowym, usterzenie poziome nieco wyniesione ponad oś kadłuba. Oba usterzenia o obrysach trapezowych. Konstrukcja statecznika skorupowa, jednodźwigarowa z laminatu epoksydowo-szklanego. Stery o konstrukcji przekładkowej, bezszczelinowe. Usterzenie poziome dwudzielne przystosowane do szybkiego demontażu. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo).

Sterowanie. Sterownice klasyczne (drażek i regulowane pedały), układy sterowania lotkami i sterem wysokości — popychaczowe, ster kierunku i hamulce aerodynamiczne napędzane przez układy linkowe. Układ sterowania sterem wysokości zaopatrzone w sprężynę obciążająco-wyważającą. Układy sterowań wyposażone w złącza szyb-



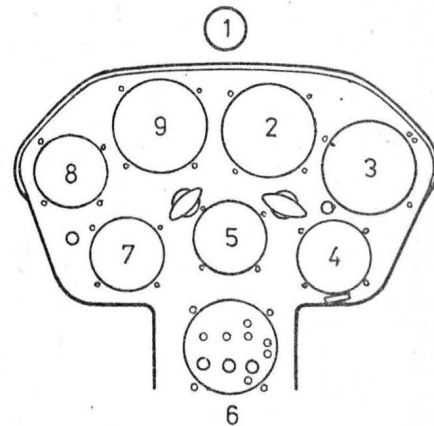
korozylczne. Klapy napędzane za pomocą rur skrętnych.

Podwozie. Jednokolewe, chowane mechanicznie (ręcznie) do kadłuba. Koło zawieszone na amortyzowanym widelcu, zaopatrzone w hamulec mechaniczny. Uzupełnieniem podwozia jest płoza pod statecznikiem pionowym.

Wyposażenie. Busola magnetyczna, prędkościomierz, wysokościomierz, zakrętomierz, zegar, 2 wariometry klasyczne, 1 wariometr elektroniczny (wariometr elektroniczny i jeden z wariometrów klasycznych — oba zminiaturyzowane — wchodzi w skład optymalizatora przelotu pozwalając na odczyty różnych wartości wznoszenia), radiostacja UHF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. LAK-12 jest wynikiem rozwoju konstrukcji szybowców BK-7, BK-7A i LAK-9. Na szybowcowych mistrzostwach świata w Rällskällä (Finlandia) w 1976 r. zawodnik radziecki Oleg Pasięcznik startował na szybowcu LAK-9 III serii (LAK — Litowska Awiacyjonnaja Konstrukcija). Seria I powstała w 1968 r. w zakładach lotniczych ESAG w Prenal. Szybowce tej serii miały jeszcze dość dużą masę, nieco wyższą niż konstrukcje tej klasy budowane w innych krajach. II seria była już pozbawiona tego mankamentu — produkcja płatowców laminatowych została w wystarczającym stopniu opanowana. Seria III została przygotowana specjalnie na mistrzostwa w Finlandii. Seria IV, oznaczona LAK-9M, została przygotowana na przelomie 1976/1977 r. z wykorzystaniem doświadczeń nabytych podczas mistrzostw świata. Na szybowcu LAK-9, będącym pierwszym laminatowym szybowcem wysokowy-

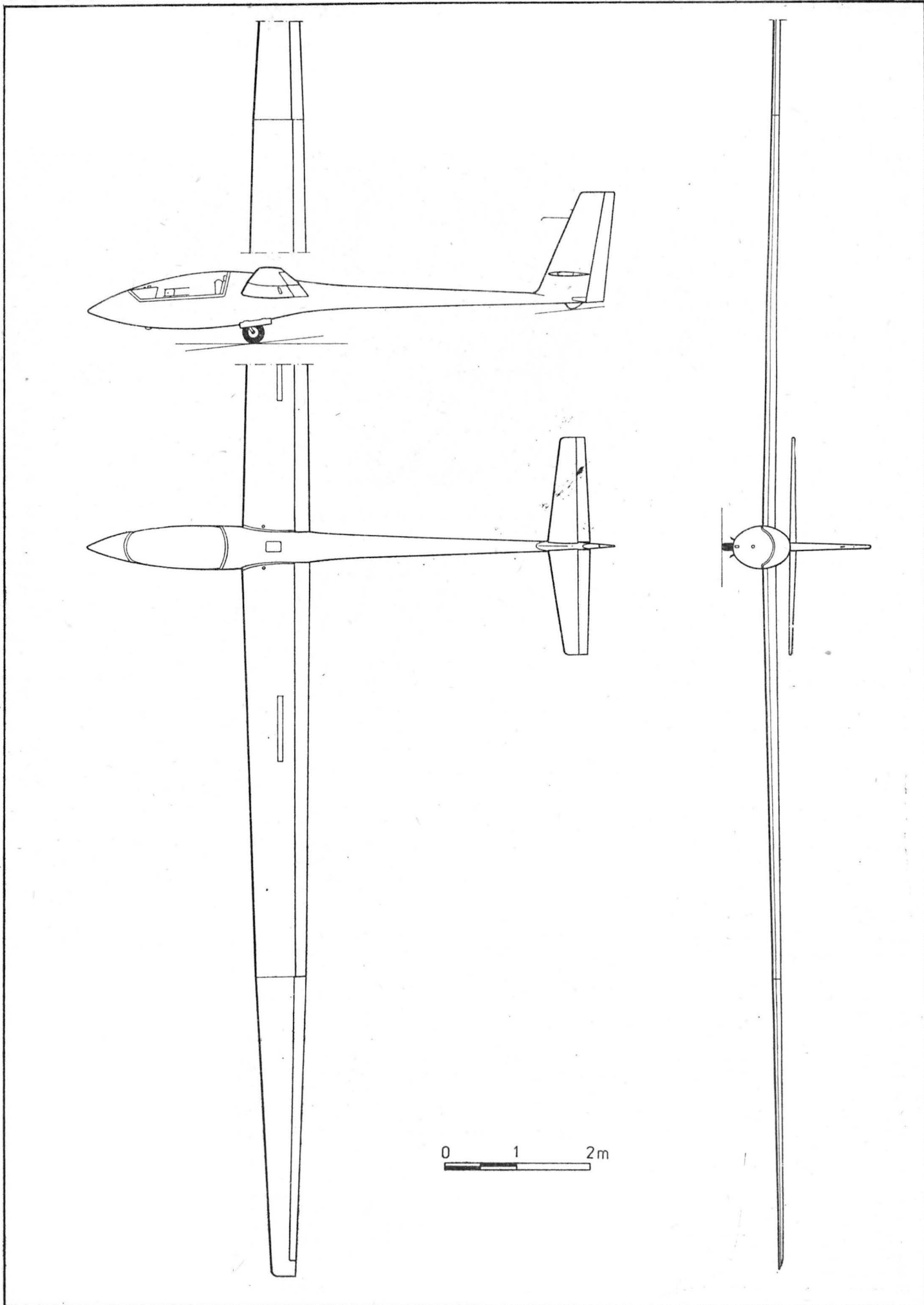
czynowym produkowanym seryjnie w ZSRR, wiele rekordów krajowych w 1977 r. ustanowili zawodnicy radzieccy. Na mistrzostwa w 1978 r. przygotowano następcę szybowca LAK-9 — LAK-10 oraz nowy szybowiec klasy 15-metrowej — LAK-11. Następcą szybowca LAK-9 w klasie otwartej jest obecnie LAK-12 Lietuva. Jego konstrukcja jest mocniejsza i lżejsza dzięki zastosowaniu włókna węglowego na pasy dźwigarów skrzydłowych. W opracowaniu znajduje się także nowy szybowiec klasy 15-metrowej oraz zmotoryzowana wersja szybowca do szkolenia podstawowego.



Opis tablicy przyrządów szybowca LAK-12 Lietuva: 1 — busola magnetyczna, 2 — prędkościomierz, 3 — wysokościomierz, 4 — zegar, 5 — zakrętomierz, 6 — radiostacja UHF, 7 — wariometr elektroniczny (zminiaturyzowany), 8 — wariometr (zminiaturyzowany), 9 — wariometr ±5 m/s. Uwaga: Wariometry 7 i 8 wchodzi w skład optymalizatora przelotu

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	20,42 m	Obciążenie powierzchni min.	27,0 kg/m ²
Długość	7,23 m	Obciążenie powierzchni maks.	44,4 kg/m ²
Wysokość	1,70 m	Doskonałość maks. (przy prędkości 113 km/h)	48,0
Powierzchnia skrzydła	14,63 m ²	Prędkość min. (z klapami)	65 km/h
Wydłużenie skrzydła	28,5	Prędkość dopuszczalna w spokojnym powietrzu	250 km/h
Masa własna	340 kg	Współczynnik obciążenia konstrukcji	n = +6 do -3
Masa balastu wodnego maks.	250 kg		H.M.
Masa startowa maks.	650 kg		



Amatorski samolot sportowo-turystyczny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 4417, wznios 4°, kat zaklinowania 2°. Konstrukcja jednoczęściowa, skorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. Dźwigar główny usytuowany w 20% cięciwy, dźwigarek pomocniczy — w 75% cięciwy. Pokrycie kesonu za dźwigarową o grubościach 3,2 i 1,6 mm podparte gęstym użebrowaniem. Żebra kesonu i noska ze sztywnej pianki PCV i sklejki. Nossek pokryty dakronem przesycającym żywicą epoksydową. Dźwigar główny skrzynkowy, pasy klejone z listew drewnianych, ścianki ze sklejki. W kesonie za dźwigarem głównym umieszczone są zbiorniki paliwowe, wsuwane do struktury skrzydła od strony końcówek. Przykadłubowe segmenty noska odemowalne w celu umożliwienia dostępu do mechanizmów i węzłów zawieszania podwozia głównego. Podwozie główne wraz z mechanizmami chowania i wypuszczania montowane od przodu na dźwigarze głównym. Kłapy i lotki szczelnoscowe o jednakowym profilu. Kłapy składają się z czterech jednakowych segmentów. Lotki wyważone masowo. Konstrukcja kłap i lotek zblizona: szkielec z drewna, sklejki i sztywnej pianki PCV, pokrycie noska z kompozytu szklano-epoksydowego, pokrycie spływu — tkanina dakronowa. Maks. wychylenie kłap 30°, wychylenia lotek +15°, -25°. Końcówki skrzydeł prostokątne z kompozytu szklano-epoksydowego. Skrzydło mocowane do kadłuba na czterech okuciach. Do środkowej części struktury skrzydła mocowane są sterownice. Przejście skrzydło-kadłub jest oprofilowane odemowalnymi owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego, zdjęcie owiewek umożliwia dostęp do okuć mocowania skrzydła i podwozia głównego.

Kadłub. Przekrój zbliżony do prostokątnego, z zaakragionymi narożnikami, od góry zamknięty łukiem. Konstrukcja drewniana, czteropodłużnicowa. Podłużnice z listew drewnianych, pokrycie ze sklejki o grubości 3,2 i 1,6 mm. W rejonie kabiny pokrycie jest podwójne — między płytami sklejki znajduje się pianka poliuretanowa stanowiąca izolację dźwiękochłonna i cieplną. Na strukturę kadłuba składa się 17 wręg i 4 podłużnice główne. Przednia wręga stanowi ścianę ogniową. Pod przednią częścią kabiny mieszczą się węzły kół podwozia głównego. Wnętrze kabiny rozwiązane w sposób niecodzienny i rzadko stosowany: miejsca zajęte usytuowane są po przekątnej kabiny — przednie z lewej, tylne z prawej strony; pozostała część wnętrza kabiny może być wykorzystana na bagaż. Kabina jest przewietrzana. Oszklenie kabiny składa się ze stałego wlotrochronu i otwieranej na bok w prawo osłony. Rama osłony sklejkowa, klejona. Pokrycie grzbietu tylnej części kadłuba za kabiną wykonane z dakronu przesycającego żywicą epoksydową. Kadłub w części tylnej spłaszczony z boków — przechodzi w statecznik pionowy tworzący z nim jedną całość. Do ostatniej wręgi kadłuba mocowane jest podwozie tylne.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrus usterzenia poziomego prostokątny, profil NACA 0012. Statecznik poziomy jednodźwigarowy z pomocniczym dźwigarkiem przednim w części środkowej; konstrukcja analogiczna do konstrukcji skrzydła, pokrycie — sklejka okumę o grubości 2 mm. Ster wysokości dwuseg-



mentowy, w 80% wyważony masowo (wyważenie masowe położone jest w płaszczyźnie symetrii samolotu i porusza się wewnątrz statecznika pionowego pod owiewką okrywającą połączenie stateczników z kadłubem). Wychylenia steru wysokości ±30°. Na lewym segmencie steru wysokości kłapka wyważająca. Usterzenie pionowe skośne o obrusie trapezowym, profil NACA 0009. Statecznik pionowy jednodźwigarowy z krótkim dźwigarkiem pomocniczym u podstawy, konstrukcja podobna do statecznika poziomego. Wychylenia steru kierunku po 25° w obie strony. Konstrukcja steru kierunku i segmentów steru wysokości analogiczna do konstrukcji lotek i kłap. Końcówki stateczników z kompozytu szklano-epoksydowego.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Lotki i ster wysokości wychyłane popychaczowo, ster kierunku (wraz z podwoziem tylnym) — linkowo. Kłapy wychyłane elektrycznie. Kłapka wyważająca steru wysokości sterowana ciągnem giętkim. Manetki sterowania zespołu napędowego umieszczone po obu stronach kabiny obok foteli.

Podwozie. Klasyczne z kółkami tylnym. Podwozie główne chowane ręcznie za pomocą mechanizmu sprężynowego do wnętrza skrzydła i kadłuba, węzły zamykane szczelnie trójdzielnymi pokrywami. Golenie podwozia głównego teleskopowe, amortyzacja olejowo-powietrzna. Podwozie tylne niechowane, sterowane, kółko na widelcu, amortyzacja olejowo-powietrzna. Na kolach głównych hydrauliczne hamulce tarzawce.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-320 D2A o mocy 118 kW. Stosowano dla porównania dwa różne śmigła o stałym skoku: trójłopatowe Evra i dwulopatowe Sensenich. Dla sprawdzenia sprawności śmigła i chłodzenia silnika stosowano także przedłużacz wału silnika o długości 100 mm. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony silnika z kompozytu szklano-epoksydowego. Wyloty powietrza chłodzącego silnik umieszczone są po obu stronach z boku osłony i zamykane kłapkami o regulowanym położeniu. Osłony silnika dzielone w płaszczyźnie pionowej, otwierane w całości na boki (piono-

we osie zawiasów przy ścianie ogniowej). Kształt osłon silnika opracowany przez CEAT w Tuluzie. Pojedyncza rura wydechowa skierowana w dół pod kadłub.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki o kształcie rur zajmujące całą długość wnętrza skrzydła, pojemność 300 l, pompa silnikowa, elektropompa pomocnicza. Elektryczna — napięcie 12 V, służy do wypuszczania kłap i zasilania odbiorników pokładowych. Hamulcowa — hydrauliczna typu samochodowego, sterowana z przedniego fotela.

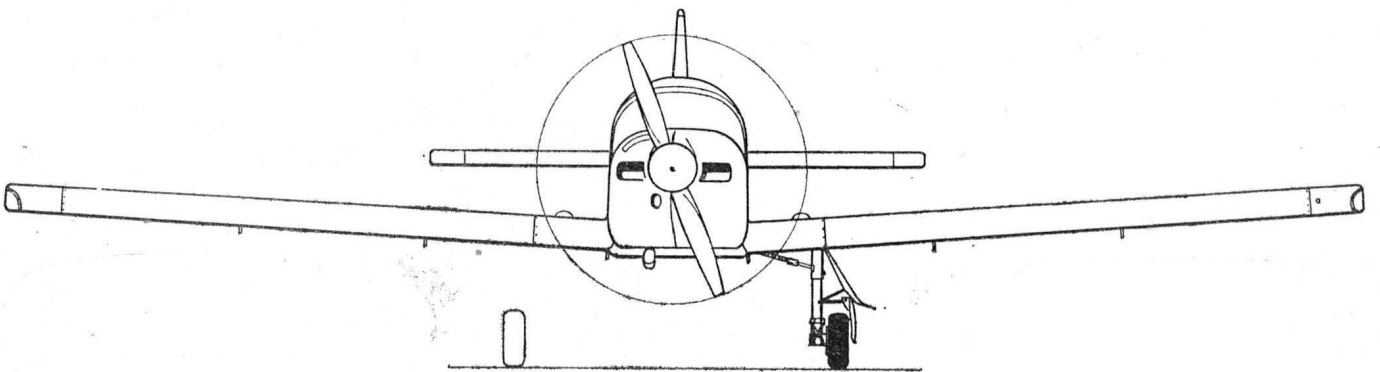
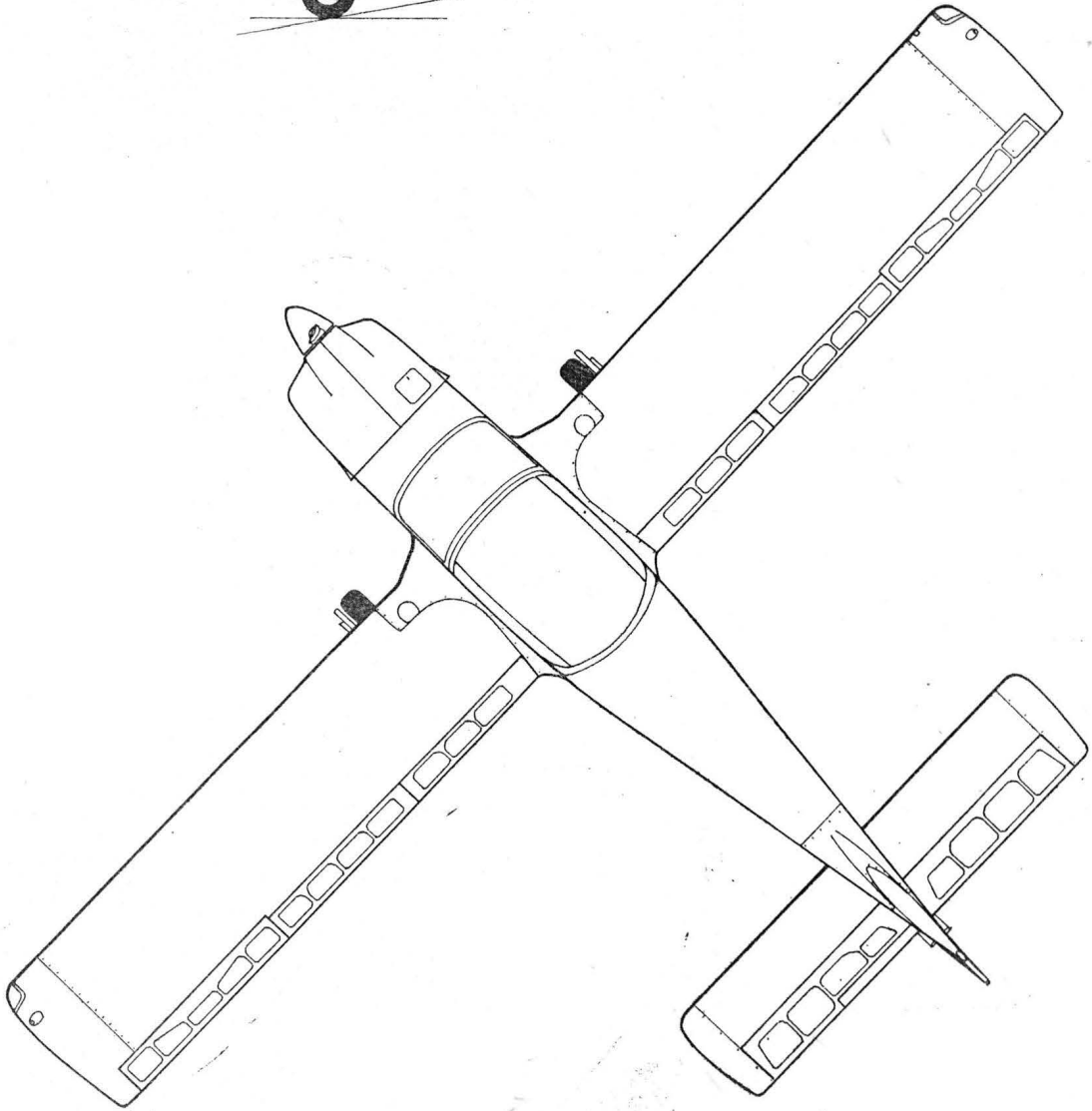
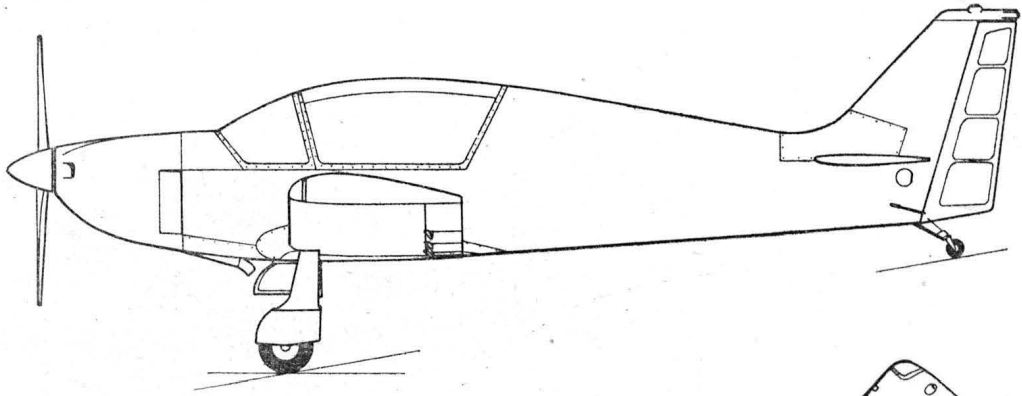
Wyposażenie. Przyrządy zgrupowane na jednej tablicy: girobusola, dwa sztuczne horyzonty (elektryczny i pneumatyczny), woltomierz, amperomierz, termometr oleju, termometr powietrza otoczenia, manometr oleju, wskaźnik kursu, wskaźnik położenia kłap, dwa paliwomierze, sygnalizatory awarii, radiostacja UHF 720-kanalowa, radiokompas, transponder, manometr ciśnienia ssania, termometr gaźnika, prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Ten niecodzienny w swej koncepcji ergonomicznej samolot jest efektem współpracy dwóch konstruktorów: J. Barritaulta i C. Soyera. Rozpoczęła się ona w 1973 r. Każdy z nich miał zamiar przystąpić do amatorskiej budowy samolotu i każdy z nich miał inną jego koncepcję. Ich współpraca doprowadziła do przyjęcia wspólnego rozwiązania — samolotu o przestronnej, wygodnej kabine, klasycznego w kształcie i dobrze dopracowanego aerodynamicznie. Konstrukcję trudno raczej uznać za prostą w porównaniu z innymi tej klasy; także masa samolotu w stosunku do jego udźwigu odbiega wyraźnie od innych tego rodzaju konstrukcji. Niektóre zastosowane materiały i sposób ich wykorzystania są jeszcze jednym przykładem poszukiwania rozwiązań upraszczających technologię w warunkach wykonania amatorskiego. Prace nad budową prototypu rozpoczęto 18 października 1975 r. i zakończono 30 kwietnia 1984 r. Samolot oblatano 25 maja 1984 r. (znaki rejestracyjne F-WSBI). Przez cały 1984 r. samolot przechodził próby. Istnieje możliwość zamontowania trzeciego fotela w kabine. J. Barritault i C. Soyer projektują nowe, ulepszone wersje swego samolotu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,88 m	Powierzchnia steru wysokości	1,05 m ²
Długość	7,20 m	Wydużenie skrzydła	8,00
Wysokość (na ziemi)	1,90 m	Wydużenie usterzenia	4,11
Cięciwa płata	1,235 m	Masa własna	642 kg
Rozpiętość usterzenia	3,30 m	Masa paliwa maks.	216 kg
Cięciwa usterzenia	0,80 m	Masa użyteczna maks.	154 kg
Szerokość kadłuba maks.	0,945 m	Masa startowa (kat. N)	1012 kg
Szerokość wnętrza kabiny	0,85 m	Masa startowa (kat. U)	971 kg
Wysokość nad siedzeniami	0,93 m	Obciążenie powierzchni maks.	83,95 kg/m ²
Rozstaw podwozia	2,16 m	Obciążenie mocy maks.	8,58 kg/kW
Baza podwozia	4,80 m	Prędkość dopuszczalna	330 km/h
Powierzchnia skrzydła	12,20 m ²	Prędkość przelotowa (60% mocy)	250 km/h
Powierzchnia lotek	0,91 m ²	Prędkość ewolucyjna (V _A)	170 km/h
Powierzchnia kłap	1,58 m ²	Prędkość min.	70 km/h
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,20 m ²	Zasięg (45 min rezerwy)	2250 km
Powierzchnia steru kierunku	0,60 m ²	Długość lotu (45 min rezerwy)	9 h
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,65 m ²	Zakres położenia środka ciężkości	10÷20% SCA

H.M.



FRANCUSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (II)

- 1 - przechylać się; przewracać się
- 2 - spadać, tracić wysokość
- 3 - spadać; zniżać się; wykonywać skok ze spadochronem
- 4 - przepadać; „opadać liściem”
- 5 - stukać, strzelać (o silniku)
- 6 - przerywać, pracować nierówno (o silniku)
- 7 - tankować paliwem
- 8 - mieć paliwo na wyczerpaniu
- 9 - zlewać paliwo
- 10 - sterować
- 11 - przekazywać sterowanie (innemu pilotowi)
- 12 - ustawić stery w neutrum
- 13 - przechodzić na ręczne sterowanie (z automatycznego); przejmować sterowanie (od innego pilota)
- 14 - kompensować busolę
- 15 - usuwać dewiację busoli
- 16 - zakrecać wg busoli
- 17 - przejmować sterowanie (od innego pilota)
- 18 - oceniać sytuację
- 19 - utrzymywać w stanie sprawności
- 20 - doprowadzić do sprawności, naprawić; trenować; przygotowywać
- 21 - wykrywać (cel) z pomocą radaru pokładowego
- 22 - utrzymywać łączność; śledzić (cel)
- 23 - nawiązywać łączność; wykrywać cel
- 24 - lecieć wg naziemnych punktów orientacyjnych
- 25 - oblecieć, ominąć
- 26 - zabezpieczać; zamykać; parować (zakłócenie przeciwnym wychyleniem steru), „kontrować”
- 27 - kontrolować, sprawdzać
- 28 - określać współrzędne; o. położenie (geograficzne)
- 29 - odsysać warstwę przysicenną
- 30 - nie dociągnąć przy lądowaniu, lądować z niedolotem
- 31 - wykonywać ciasny zakręt
- 32 - w. przelot; latać; patrolować
- 33 - wyładowywać; wysiadać; wysadzać (desant, pasażerów)
- 34 - wysadzać (pasażerów)
- 35 - zaczynać; otwierać; wyłączać; odłączać; odczepiać; rozwierzać; uruchamiać; włączać; zadzierać; otwierać (spadochron); zwalić się (o samolocie); powstawać, pojawiać się (o flatterze); odrywać się (o strugach); wpadać (w korkociąg)
- 36 - startować; odrywać się od ziemi; odrywać się (o przepływie); odstawać, odklejać się, rozwarstwiać się; rozwierzać (styki)
- 37 - startować krótko (tj. z krótkim rozbiegiem)
- 38 - s. po długim rozbiegu
- 39 - polepszać własności (samolotu) w przeciwnieństwie
- 40 - odrywać się (o przepływie); zwałać się (o samolocie); wpadać w korkociąg; wchodzić w k.; odczepiać (holowany szybowiec)
- 41 - chronić od oblodzenia; odładzać
- 42 - rozbiierać, demontować
- 43 - zdejmować drążek sterowy
- 44 - startować z wody
- 45 - przewyższać; określać różnicę wysokości; zmieniać wysokość (lotu)
- 46 - startować
- 47 - wprowadzać (samolot) w ślizg
- 48 - wykonywać ś., lecieć ze ślizgiem; kołować z bocznym poślizgiem
- 49 - odchyłać; dryfować; odgałęziać; odprowadzać; bocznikować; różniczkować; usuwać nity
- 50 - usuwać nity
- 51 - dezorientować; odchyłać się od trasy lub kursu, zmieniać trasę l. kurs; kierować się na lotnisko zapasowe
- 52 - zniżać się, tracić wysokość; spadać
- 53 - zniżać się pod małym kątem
- 54 - wysadzać desant
- 55 - opuszczać się, zniżać się
- 56 - uszkadzać; ulec awarii; utracić sterowność
- 57 - przeganiać, wyprzedzać (w locie)
- 58 - pozostawać w tyle
- 59 - przewrócić się na plecy, przechodzić do lotu odwrotnego
- 60 - lecieć na „odwrotnej stronie” krzywej mocy, l. w zakresie odwrócenia reakcji steru wysokości
- 61 - przestawiać (śmigło) w chodzątkę, wprowadzać (ś.) w c.
- 62 - p. się w c. (o śmigle), wchodzić w położenie chodzątki
- 63 - wzmacniać nakładkami
- 64 - wyrzucać; odrzucać; zrzucić; ostrzeliwać; katapultować
- 65 - odchyłać się od kursu; wykonywać wahania kierunkowe; zarzucić (przy kołowaniu)
- 66 - zasnuwać mgłą; stawiać zaslonę dymną
- 67 - zagłuszać transmisję, wytwarzać zakłócenia
- 68 - prowadzić podsłuch nadawania
- 69 - włączać; wchodzić (w manewr)
- 70 - wchodzić w lot nurkowy
- 71 - mocować z pomocą rozprętek, stójk, cięgien lub zastrzałów; usztywniać
- 72 - przerywać start
- 73 - startować
- 74 - zmniejszać prędkość, wytracać p.
- 75 - poruszać się dzięki bezwładności (p. się rozpędem)
- 76 - rozwijać prędkość; nabierać prędkości
- 77 - wykonywać (między)lądowanie
- 78 - chować (np. podwozie); składać; odchyłać; zdejmować; przewijać film fotograficzny
- 79 - przeprowadzać próby
- 80 - podlegać próbom, przechodzić próby
- 81 - uzupełniać paliwo
- 82 - przestrzegać separacji wysokości, utrzymywać separację w.
- 83 - separować pod względem w.
- 84 - tarować; skalować; kalibrować; ustawiać skalę; mierzyć i ważyć (statek powietrzny)
- 85 - wykonać przelot bez lądowania
- 86 - orientować się wg gwiazd, prowadzić astronawigację
- 87 - ewakuować, usuwać; wypuszczać; odprowadzać; zlewać; odpompowywać; opuszczać statek pow., pozostawiać s. p.
- 88 - manewrować, wykonywać manewr w locie
- 89 - w. manewry z ustalonym przeciążeniem 2 g
- 90 - wprowadzać do eksploatacji
- 91 - kontrolować przestrzeń wężką radaru; obserwować na radarze
- 92 - zapobiegać flatterowi, z. drganiom typu flatter
- 93 - uruchamiać; włączać; zapuszczać (silnik)
- 94 - wykonywać przelot; przelatywać (przez...); pokonywać odległość; mieć zasięg...
- 95 - utrzymywać (samolot) hamulcami (przed rozbiegiem)

VERBES ET TOURS D'AVIATION FRANCAISES (II)

- 1 - chavirer
- 2 - faire une chute
- 3 - chuter
- 4 - c. à plat
- 5 - claquer, cliqueter
- 6 - cogner
- 7 - approvisionner en combustible, charger de c., ravitailler en c.
- 8 - être à court de c.
- 9 - vidanger le c.
- 10 - actionner la commande
- 11 - passer la c.
- 12 - ramener les commandes au neutre
- 13 - reprendre les c.
- 14 - compenser un compas
- 15 - régler le compas
- 16 - virer au c.
- 17 - prendre en compte
- 18 - se rendre c. de la situation
- 19 - garder en condition, maintenir en c.,
- 20 - mettre en c.
- 21 - arriver au contact radar
- 22 - conserver le c., tenir le c.
- 23 - établir le c., prendre le c.; obtenir des contacts
- 24 - voler au contact
- 25 - contourner
- 26 - contrer
- 27 - contrôler
- 28 - localiser les coordonnées
- 29 - évacuer la couche-limite
- 30 - être trop court
- 31 - virer c.
- 32 - croiser
- 33 - débarquer
- 34 - faire d.
- 35 - déclencher
- 36 - décoller
- 37 - d. court
- 38 - d. largement
- 39 - améliorer le décrochage
- 40 - décrocher
- 41 - dégivrer
- 42 - dégrupper
- 43 - démancher
- 44 - démerrir
- 45 - déniveler
- 46 - prendre le départ
- 47 - mettre en dérapage
- 48 - déraper
- 49 - dériver
- 50 - dériveter
- 51 - dérouter
- 52 - descendre
- 53 - allonger la descente
- 54 - faire une d.
- 55 - procéder à une d.
- 56 - désemparer
- 57 - distancer
- 58 - se laisser d.
- 59 - passer (sur le) dos
- 60 - voler sur le d. de la courbe
- 61 - mettre en drapeau
- 62 - passer en d.
- 63 - éclipser
- 64 - éjester
- 65 - embarder
- 66 - embroumer
- 67 - brouiller les émissions
- 68 - écouter les é.
- 69 - engager
- 70 - s'engager
- 71 - entretoiser
- 72 - interrompre l'envol
- 73 - prendre l'e.
- 74 - briser l'erre, casser l'erre
- 75 - courir son e.
- 76 - prendre de l'e.
- 77 - faire escale
- 78 - escamoter
- 79 - conduire les essais, faire des s.
- 80 - être aux e., é. en e., subir les e.
- 81 - faire la plein d'essence
- 82 - respecter l'étagement
- 83 - étager
- 84 - étalonner
- 85 - franchir d'une seule étape
- 86 - référer aux étoiles
- 87 - évacuer
- 88 - évoluer
- 89 - é. en permanence sous 2 „g”
- 90 - mettre en exploitation
- 91 - balayer par faisceau radar
- 92 - éviter le flottement
- 93 - mettre en fonctionnement
- 94 - franchir
- 95 - bloquer par les freins
- 96 - freiner
- 97 - fuseler
- 98 - fuser
- 99 - gauchir
- 100 - calmer le gauchissement
- 101 - mettre le g. dans le sens de la rotation
- 102 - placer le g. à-contre
- 103 - réduire les gas
- 104 - remettre les g.
- 105 - mettre en glissade
- 106 - glisser
- 107 - actionner les gouvernes
- 108 - gouverner
- 109 - remplir par gravité
- 110 - grimper
- 96 - hamować; wytracać prędkość
- 97 - nadawać kształt opływowy
- 98 - startować (o rakięcie); topić się, tajać; wylaływać gwałtownie (o gazach)
- 99 - krzywić się; paczyć się; zginać się; skręcać się; przechylać s.
- 100 - gasić wahania poprzeczne, tłumić w. p.
- 101 - wychylić lotki zgodnie z kierunkiem obrotu (w korkociągu)
- 102 - w. l. przeciwnie do kierunku o. (w k.)
- 103 - zmniejszać moc l. ciąg (silnika), ujmować gazu
- 104 - ponownie dodawać gazu; przechodzić na drugi krąg
- 105 - wprowadzać (samolot) w lot ślizgowy
- 106 - wykonywać ślizg; ślizgać się; w. lot ślizgowy
- 107 - wychylać stery; uruchamiać s.
- 108 - sterować; dać się s.; być sterownym
- 109 - tankować grawitacyjnie (pod działaniem siły ciężkości)
- 110 - nabierać wysokości, wznościć się K.D.

Zagadnienie nadmiernego nagarowania w silniku PZL-Franklin-F4A235B zabudowanego na płatowcu PZL-110 Koliber

Mgr inż. ANDRZEJ MAŁSKI
WSK PZL-Rzeszów

Eksplatacja samolotu PZL-110 Koliber z silnikiem PZL-F4A235B u wszystkich użytkowników (CNPSL Warszawa, Ośrodek Szkolenia Personelu Lotniczego i WSK PZL-Rzeszów) była w pierwszej fazie bardzo uciążliwa. Głównym powodem było niezwykle intensywne nagarowanie elementów komory spalania (zaworów, tłoków i świec zapłonowych), jak i samej komory spalania. Średni czas pracy do przeglądu i czyszczenia świec (SZ) RHB32E Champion wynosił w praktyce ok. 5 h lotu, ale zdarzały się również przypadki czyszczenia w krótszych okresach (1,5–2 h lotu). Przewidziane przez Instrukcję Obsługi Technicznej Silnika PZL-F4A235B prace w cyklach 10-godzinnych, polegające na przeglądzie i czyszczeniu SZ, nie gwarantowały w czasie pełnego cyklu prawidłowej ich pracy. W pierwszym etapie prób prowadzonych u wytwórcy badano nagarowanie różnych typów SZ. Przebadano SZ typu RHB36W Champion, SL350 Autolite i SD48BSM stwierdzając ich zamienność, lecz problem nagarowania nie został rozwiązany. Następną sugestią wytwórcy, jak i Instytutu Lotnictwa w Warszawie, była konieczność zmiany paliwa z dotychczas stosowanego B95/130 na paliwo o mniejszej zawartości czteroetylnego ołowiu B100 i 100LL sprowadzanego z krajów II obszaru płatniczego. Stanowisko takie wywołało pewną stagnację w postępie dalszych prób prowadzących do eliminacji zjawiska nagarowania i trwało do końca 1980 r.

Autor niniejszego artykułu, jako prowadzący próby w locie, po analizie wszystkich dostępnych materiałów i sprawozdań w WSK PZL-Rzeszów, jak i IL w Warszawie postawił na własny wariant prowadzenia dalszych prób wg opracowanych przez siebie programów zatwierdzonych przez odpowiednie organy IKCSP i WSK PZL-Rzeszów.

Spalaniu się benzyn etylizowanych w silniku spalinowym towarzyszy tworzenie się różnych związków ołowionych, które nawet w obecności „wynośników” dodawanych do płynu etylowego nie zostają całkowicie usunięte z komory spalania (KS). Ołów powoduje wytrącanie się większej ilości nagaru w silniku, co można wytłumaczyć zdolnością ołowiu do wiązania innych składników nagaru (tabl. 1 wg [1]). Nagar odkładający się w silniku zasilanym benzyną etylizowaną jest twardy i ma dużą przyczepność do części silnika. Ma on charakterystyczne zabarwienie, w chłodniejszych strefach KS jest biały lub szarobiały, a tam, gdzie panuje wysoka temperatura — czerwonawobrazowy. Intensywność odkładania się nagaru w różnych miejscach KS jest niejednakowa. Za pomocą „znaczonych atomów” [2] udało się ustalić, że najwięcej nagaru pochodzącego ze związków ołowiu odkłada się na zaworach wylotowych i w przylegających do nich częściach KS.

Skład chemiczny i właściwości fizyczne nagaru

W skład nagaru mogą wchodzić bardzo różne pierwiastki, jak: C, H, Fe, Si, Pb, Al, Ca, Mg i inne, których ilość waha się w bardzo szerokich przedziałach. Podczas prób w silniku doświadczalnym Lawsona z głowicą w kształcie L zasilanym etyliną, w składzie nagaru przeważały związki ołowiu [2] zawierające proste i złożone związki chlorków, siarczanów i tlenków ołowiu. Obecność siarczanu ołowiu uwarunkowana jest zawartością związków siarki w benzynie. Równocześnie badano rozkład związków ołowiu w nagarze w zależności od długotrwałości pracy silnika i stwierdzono, że skład chemiczny osadów ołowionych zmienia się w zależności od czasu gromadzenia się nagaru. Nagary powstające podczas początkowych godzin pracy silnika na czystych powierzchniach metalu składają się głównie z fluorowców ołowiu. Następnie w miarę upływu czasu ich skład chemiczny zmienia się, zmniejsza się ilość fluorowców, a zwiększa się ilość tlenków ołowiu i siarczanów ołowiu. Świadczy to o tym, że łatwotopne związki fluoru o niskiej temperaturze topnienia koncentrują się w nagarach w pobliżu powierzchni

metalowych, gdzie temperatura jest niższa, związki ołowiu o wysokiej temperaturze topnienia: tlenek ołowiu i siarczan ołowiu gromadzą się głównie w najbardziej nagranych częściach nagaru bliskich strefie spalania. Przez rozdział na warstwy z określeniem składu chemicznego każdej z nich został potwierdzony fakt, że związki ołowiu w nagarach odkładają się „płatami”. W miarę zwiększania się warstwy nagaru będącego dobrym izolatorem ciepła, zwiększa się temperatura jego powierzchni, w wyniku czego powstają związki ołowiu o wyższej temperaturze topnienia.

Nagary, z powodu swojej porowatej struktury, charakteryzują się wysoką izolacją cieplną. Ich przewodnictwo ciepl-

ne wynosi $0,3756 \frac{W}{m \cdot K} \left(0,323 \frac{kcal}{m \cdot h \cdot deg} \right)$. Doświadczalnie u-

stalono [2], że nagar w KS charakteryzuje się dużą pojemnością cieplną 5,86 kJ/K (1,4 kcal/deg). Nagar wskutek dużej pojemności cieplnej i małego przewodnictwa cieplnego podwyższa temperaturę mieszanki i doprowadza do podwyższenia temperatury w KS. Warstwa nagaru utrudnia odrowadzenie ciepła od części do czynnika chłodzącego i tym samym powoduje podwyższenie temperatury na powierzchni tłoka i pierścieni. W tabl. 2 wg [2] przedstawiono wyniki pomiarów temperatury w czasie 600-godzinnej próby silnika doświadczalnego ZD-100.

Mechanizm powstawania nagaru

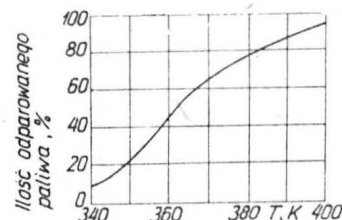
Mechanizm powstawania nagaru w silnikach jeszcze do tej pory nie jest całkowicie zbadany, choć niektóre zagadnienia zostały już dobrze opracowane [1, 2]. Ilość i właściwości nagaru powstającego na częściach silnika zależą od:

- konstrukcyjnych cech silnika,
- temperatury w KS (temperatura gazów i części),
- jakości paliwa,
- jakości oleju.

Dla każdego typu silnika warunki temperaturowe są głównym czynnikiem, od którego zależą zarówno maksymalna możliwa ilość nagaru, jak również miejsce jego rozmieszczenia. Niezależnie od stosowanych gatunków paliw i olejów na częściach nie będzie więcej nagaru niż na to pozwolą warunki temperaturowe danego silnika. W silnikach tłokowych na ściankach KS i na denku tłoków maksymalna grubość nagaru osiąga kilka mm.

Podczas pracy silnika powstają strefy istnienia nagaru. Strefą istnienia nagaru jest powierzchnia granicząca z powierzchnią metalową, w której powstają warunki temperaturowe do uformowania się nagaru i utrzymania go na powierzchni części. Poza przedziałami tej strefy nagar wypala się. Rozmiary strefy zależą od temperatury mieszanki paliwowo-powietrznej i powierzchni metalowej, na której zachodzi proces powstania nagaru. Ze zwiększeniem się tej strefy powstają warunki do odłożenia się dużej ilości nagaru na elementach.

W pracującym silniku na elementach KS nieprzerwanie osadzają się węglowodory i różne produkty chemicznych reakcji węglowodorów w postaci cząstek sadzy, powstają-



Rys. 1. Krzywa parowania benzyny lotniczej

cych w czasie spalania. W silniku w procesie spalania powstaje dużo „budulca”, z którego może formować się nagar — gdyby odkładał się on całkowicie w silniku, to silnik w bardzo krótkim czasie uległby zużyciu, ale nieznaczna tylko ilość substancji wytwarzających nagar zatrzymuje się w KS, gdyż większość zostaje usunięta wraz z gazami wylotowymi. Powstawanie nagaru zaczyna się od chwili pojawienia się na częściach osadów smolistych, które są czynnikiem wiążącym, utrzymującym na metalowej powierzchni różnorodne produkty spalania. Warstwa ta może powstać zarówno w wyniku utleniania w wysokiej temperaturze cienkiej warstwy paliwa lub oleju, bezpośrednio na powierzchni metalowej, jak i w wyniku kondensacji różnych produktów utleniania mieszanki paliwowo-powietrznej. Na rys. 1 przedstawiono przykładowo wg [3] krzywą parowania benzyny lotniczej w warunkach ciśnienia normalnego. Jak widać z wykresu, ok. 90% benzyny odparowuje w temperaturze ok. 390 K, przy czym najpierw odparowują frakcje najlżejsze, a więc najlotniejsze.

Rozróżnia się dwie fazy powstawania nagaru: wzrost nagaru i stan równowagi. Podczas pracy silnika w warunkach ustalonych nagar powstaje do określonego poziomu, uwarunkowanego strefą istnienia nagaru, a następnie wzrost nagaru zostaje zahamowany i ustala się stan równowagi — ilość nagaru pozostaje stała, niezależnie od długości pracy silnika [2]. Ze zmianą warunków pracy silnika zmienia się strefa istnienia nagaru i ilość nagaru może zwiększać się lub zmniejszać.

Powstawanie nagaru podczas fazy wzrostu zależy od licznych czynników:

- długości pracy silnika,
- warunków temperaturowych,
- jakości paliw i oleju,
- składu mieszanki paliwowo-powietrznej.

Każdy z tych czynników, w zależności od warunków, może mieć decydujące znaczenie. W fazie równowagi ilość nagaru na częściach pozostaje stała i nie zależy od długości pracy silnika, ilości paliwa i innych czynników dopóki nie zmieni się strefa istnienia nagaru.

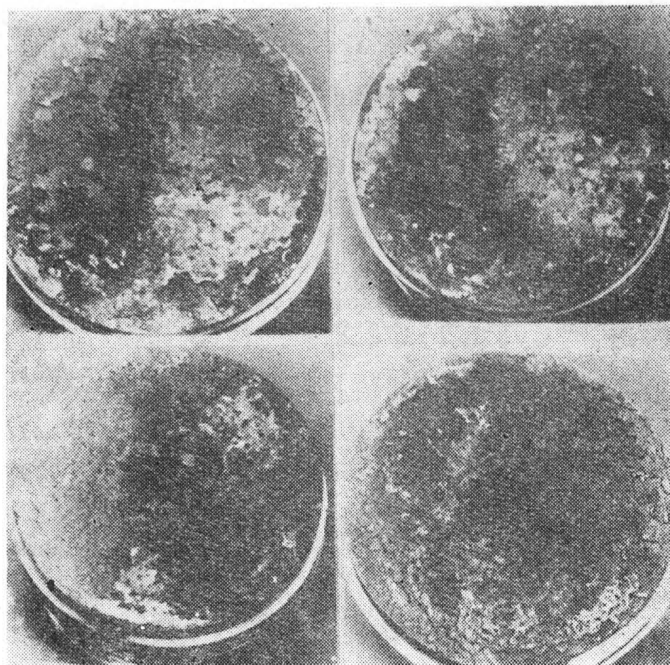
Wpływ różnych czynników na powstawanie nagaru w silnikach tłokowych

Temperatura powierzchni części

Na częściach o najniższej temperaturze zauważa się zwiększoną intensywność powstawania nagaru. Tłumaczy się to tym, że z polepszeniem chłodzenia części zwiększa się odprowadzenie ciepła z mieszanki paliwowo-powietrznej, co prowadzi do zwiększenia strefy istnienia nagaru i na odwrót, z podwyższeniem temperatury części powstawanie nagaru zmniejsza się. Badania [2] przeprowadzone na jednocylindrowym silniku wysokoprężnym — ze wstępną komorą spalania o S/D-115/95 i stopniu sprężania 19 — potwierdziły, że przy podwyższeniu temperatury ścianek KS z 473 K do 823 K ilość osadów zmniejszyła się ok. 30 razy.

Paliwo i olej

Powstanie nagaru na częściach może być spowodowane do minimum odpowiednim doborem paliwa i oleju lub nie-



Rys. 3. Nagar na tłokach

udolnym doborem doprowadzone do maksymalnej wartości, charakterystycznej dla danego silnika. Oleje smarne, ze względu na swoją strukturę, bardziej sprzyjają powstawaniu nagaru niż benzyna, ale nie znaczy to, że zawsze odgrywają one główną rolę w procesach powstawania nagaru. Prawie 30 lat trwał spór między badaczami o ustalenie, co ma dominujący wpływ na tworzenie nagaru w gaźnikowych silnikach tłokowych — paliwa czy oleje; wypowiedano przy tym bardzo przeciwne poglądy [2]. Obecnie można dać w pełni uzasadnioną odpowiedź, że główną rolę w wytwarzaniu nagaru może mieć zarówno paliwo, jak i olej. Podczas pracy silnika na paliwie niskiej jakości i oleju wysokiej jakości głównym czynnikiem powodującym powstawanie nagaru może być paliwo, a podczas pracy tego samego silnika na paliwie wysokiej jakości i oleju niskiej jakości przyczyną nagarowania może być olej.

Lotność paliwa

W ostatnich latach jednoznacznie ustalono, że ogólną zasadą dla wszystkich paliw, niezależnie od tego, dla jakiego typu silnika są one przeznaczone, jest zwiększenie zdolności do tworzenia nagaru w miarę pogarszania się ich lotności. Liwysz i Gurjew [2] badając wpływ frakcyjnego składu paliwa na powstawanie nagaru doszli do wniosku, że ze zwiększeniem temperatury wrzenia węglowodorów wzrasta ich zdolność do tworzenia się nagaru, przy czym najsilniej przejawia się ona przy temperaturze wrzenia ok. 473 K. Badacze ci stwierdzili, że 98,3% całej ilości benzyny wytwarza tylko 35% węglowej części nagaru, a pozostałe 65% powstaje z końcowej ciężkiej frakcji benzyny, stanowiącej tylko 1,7%.

Wpływ antydetonatora

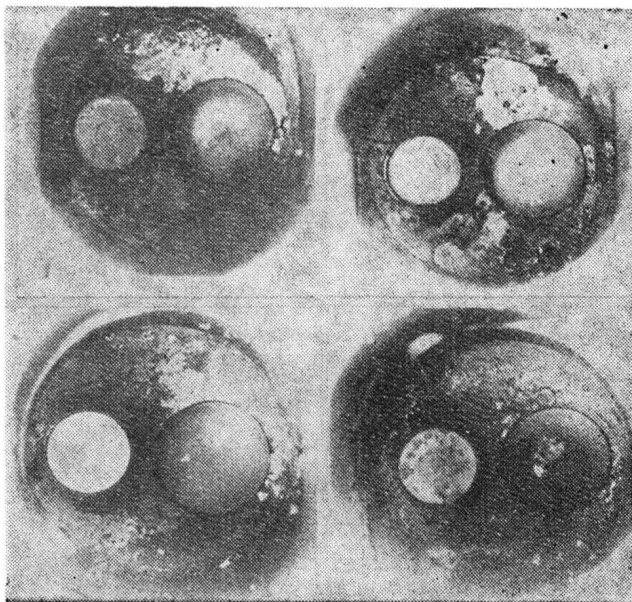
Podczas spalania paliwa w silniku gaźnikowym pozostaje 2% Pb z całej ilości wprowadzonej razem z paliwem. Prawie wszystkie związki ołowiu odkładają się razem z nagarem i ich zawartość w nagarze dochodzi nawet do 90%.

Szkodliwe działanie nagaru

Powstawanie nagaru zmniejsza niezawodność i trwałość międzyprzewodzącego silnika i powoduje zwiększenie kosztów eksploatacyjnych. W silnikach tłokowych o zapłonie iskrowym nagar może być przyczyną:

— przegrzewania (wypalania) się głowic cylindrów i tłoków. Odkładając się na częściach pogarsza odprowadzenie ciepła z KS i tłoków, co prowadzi do przegrzewania się powierzchni wolnych od nagaru;

— zwiększenia wymagań dotyczących właściwości antydetonacyjnych paliwa. Tłumaczy się to tym, że odkładający się nagar zmniejsza objętość KS zwiększając stopień sprężania i powoduje pogorszenie oddawania ciepła sprzyjające powstawaniu detonacyjnego spalania paliwa. Wymagania dotyczące paliwa zwiększają się o 8÷12 jednostek oktanowych;



Rys. 2. Nagar w komorach spalania i na zaworach

— pogorszenia procesu spalania paliwa — rozżarzone cząstki nagaru powodują przedwczesne zapłony paliwa, tzn. zapłony żarowe;

— zmniejszenia mocy silnika — mieszanka dodatkowo nagrzewa się, w wyniku czego zmniejsza się współczynnik napełnienia, co prowadzi do zmniejszenia nawet o kilkanaście procent;

— zakłócenia w pracy świec zapłonowych — powstawanie i osadzanie nagaru na elektrodach SZ prowadzi do ich mostkowania (zwarcia), a tym samym do przerywania ich pracy;

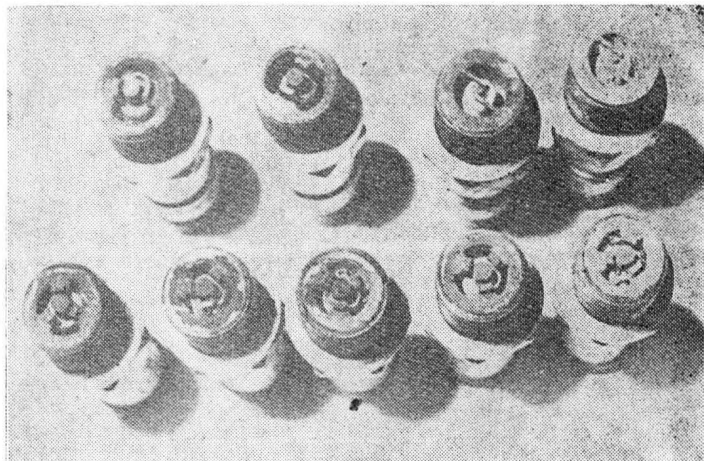
— zakłócenia pracy zaworów, ponieważ nagar odkładający się w gniazdach, przewodnicach i na powierzchniach do nich przylegających zakłóca normalną ich pracę — brak wymaganej szczelności, zawieszanie się zaworów;

— uszkodzenia powierzchni — powstawanie rys i zadziórów i zwiększenie zużycia trących części, a w rezultacie ściernego oddziaływania cząstek nagarami;

— powstawania różnych osadów na częściach silnika, w gaźniku i w układzie olejowym wskutek przenikania cząstek nagaru z KS do oleju.

Stan poszczególnych elementów silnika po jego demontażu z samolotu PZL-110 Koliber i wyniki badań nagaru

Po zdjęciu cylindrów z silnika dokonano oględzin poszczególnych jego elementów, tj. KS, tłoków, zaworów wlotowych, wylotowych i SZ. W celu określenia składu chemicznego nagaru pobrano próbki nagaru z tych elementów i przekazano do analizy w laboratorium centralnym przy WSK PZL-Rzeszów. Stwierdzono następujący stan części:



Rys. 4. Nagar na świecach zapłonowych

— KS i zawory (rys. 2) pokryte były grubą warstwą nagaru o barwie jasnoszarej. Nagar ten był bardzo mocno związany z powierzchnią. Grubszą warstwę nagaru zaobserwowano w okolicach zaworu wlotowego i gniazda dolnej świecy;

— denka tłoków (rys. 3) były pokryte grubą warstwą nagaru o zabarwieniu brunatnym;

— świece zapłonowe (rys. 4) wypełnione były nagarem, elektrody dwóch dolnych świec były zmostkowane. Barwa nagaru była szara, a elektrody pokryte były drobnymi kulczkami ołowiu.

Analiza spektralna w poszczególnych próbkach nagaru z ww. elementów wykazała obecność następujących pierwiastków:

— KS — linie bardzo silne Pb, średnio silne Si, Fe, Ca,

— denko tłoka — linie bardzo silne Pb, średnio silne Si, Ca,

— zawór wlotowy — linie bardzo silne Pb, średnio silne Si, Fe, Ca,

— zawór wylotowy — linie bardzo silne Pb, silne Si, Ca, średnio silne Fe, Mn.

Na podstawie uzyskanych wyników analizy spektralnej stwierdzono, że w poszczególnych próbkach skład nagaru jest podobny. Podstawowym pierwiastkiem we wszystkich próbkach jest Pb, pochodzący z czteroetylku ołowiu (antydetonatora) zawartego w benzynie.

Poza tym przeprowadzono pomiar temperatury topnienia nagaru umieszczając go w piecu elektrycznym i podwyższając temperaturę z krokiem 50 K (pół godziny). Stwierdzono, że temperatura topnienia zawiera się w przedziale 1023–1073 K.

Badania samolotu w wersji fabrycznej

Po usunięciu nagaru z poszczególnych elementów silnika, silnik zabudowano na samolot i rozpoczęto próby. Najpierw wykonano analizę spalin. Analizę przeprowadzono na analizatorze Abgas-Infralyt firmy Junkalor mierząc zawartość % CO w spalinach. Zakres pomiarowy wynosił od 0 do 10% CO. Analiza wykazała w całym zakresie prędkości obrotowej, tj. 1000–2530 obr/min, procentową zawartość CO powyżej 10%. W wyniku oględzin rury wylotowej stwierdzono, że na wewnętrznej ścianie rura pokryta jest grubą warstwą sadzy.

TABLICA 1. Wpływ zawartości czteroetylku ołowiu na ilość nagaru

Zawartość czteroetylku ołowiu w benzynie	Ilość tworzącego się nagaru, mg/h
0	25
0,41	30
0,82	39
1,64	67

Następnie przeprowadzono pomiar temperatury głowic w locie. W tabl. 3 przedstawiono przykładowe wyniki z pomiaru temperatur głowic w funkcji prędkości obrotowej silnika w locie poziomym ustalonym na wysokości $H = 500$ m, $t_o = 283$ K, $p_o = 996$ hPa, $w = 70\%$.

TABLICA 2. Zależność temperatur tłoka od czasu pracy silnika

Czas od początku próby, h	Temperatura, °C		
	środek tłoka	dno tłoka	powyżej pierwszego pierścienia tłoka
100	260	318	218
200	276	340	242
300	280	360	260
400	285	370	265
500	285	370	265
600	285	370	265

Wyniki pomiarów łącznie z wcześniejszymi badaniami nagaru pozwoliły na stwierdzenie, że:

— nagar pochodzi przede wszystkim z benzyny;

— temperatury głowic są za niskie dla 100% odparowania benzyny, a tym samym na ściankach wewnętrznych KS tworzy się warstwa smolista, która jest czynnikiem stymulującym tworzenie się nagaru. Silnik pracuje na bardzo bogatej mieszance paliwowo-powietrznej. Potwierdzają to również oględziny rury wylotowej, na ściankach której osadza się bardzo dużo sadzy;

— silnik, pracując na benzynie B95/130 (zawierającej 3,3 g czteroetylku ołowiu na 1 kg paliwa), wymaga wyższych temperatur głowic dla zachowania czystej KS niż dla benzyn zawierających mniejsze ilości środków antydetonacyjnych.

TABLICA 3. Temperatury głowic w locie w funkcji prędkości obrotowej

n, obr/min	v, km/h	Temperatura głowic, K (nr cylindrów)			
		1	2	3	4
2400	115	378	391	375	378
2500	120	383	401	381	378
2600	130	383	393	383	378
2700	150	388	403	383	383

TABLICA 4. Temperatury głowic w locie silnika o zmniejszonej ilości nagaru

n, obr/min	v, km/h	Temperatura głowic, K (nr 3ylindrów)			
		1	2	3	4
2400	115	463	463	460	460
2500	120	460	463	460	460
2600	130	460	455	450	450
2700	150	460	455	450	450

Wynika stąd wniosek, że głównymi czynnikami powodującymi powstawanie nagarowania w silniku PZL-F4A235B zabudowanym na samolocie PZL-110 Koliber są jednocześnie:

- zbyt niska temperatura KS,
- bardzo bogata mieszanka paliwowo-powietrzna zasila-
jąca silnik.

W celu wyeliminowania tego zjawiska należy równocześnie:

- podnieść temperaturę głowic, aby zawierała się w granicach 433÷473 K,
- wyregulować skład mieszanki paliwowo-powietrznej, tj. zubożyć ją zachowując wymaganą moc startową.

Przebieg i wyniki prób silnika po regulacji składu mieszanki i temperatur

Rozpoczęto próby na silniku w chwili, gdy miał on pracować ok. 600 h i prowadzono je w następujących kierunkach:

- sprawdzenie i optymalizacja składu mieszanki,
- zapewnienie właściwych temperatur cylindrów podczas każdej z faz lotu.

Podczas prób sprawdzono skład mieszanki na zawartość CO w spalinach. W wyniku przeprowadzonych pomiarów uzyskano następujące wyniki: silnik prawidłowo wyregulowany na stoisku hamownianym miał ok. 6,5% CO w spalinach, natomiast po zabudowie na samolocie ilość CO w spalinach przekraczała 10%. Powodem tego jest źle skonstruowany wlot powietrza do gaźnika i układ wylotowy spalin na samolocie PZL-110 Koliber.

Jednocześnie zastosowany przez CNPSL układ płatowcowy regulacji składu mieszanki w samolocie PZL-110 Koliber uniemożliwiał całkowicie jej regulację (minimalny ruch dźwigni w kabinie prowadził do wyłączenia silnika w locie, przez co piloci nawet nie próbowali i dalej nie próbują jej używać).

Dokonano regulacji silnika na zawartość CO w spalinach

za pomocą analizatora spalin typu Infralyt produkcji NRD ustalając procentową zawartość CO w spalinach w granicach 4÷4,5%. Pozwoliło to na zmniejszenie zużycia paliwa w dalszych lotach średnio o 20% na poszczególnych zakresach, a równocześnie umożliwiło przedłużenie czasu między czyszczeniem świec.

Dalsze próby pozwoliły na dopracowanie deflektorów cylindrów, tak iż uzyskano w późniejszych lotach temperatury nie niższe niż 433 K mierzone na termoporach wszystkich cylindrów (dotychczas maks. 403 K).

Zabiegi te w połączeniu z wykonaną wcześniej regulacją składu mieszanki pozwoliły na całkowite wyeliminowanie procesu nagarowania i wprowadzenie jedynie przeglądu świec zapłonowych co 50 h dla świec dolnych i 100 h dla świec górnych, bez konieczności usuwania nagaru z ich wnętrza.

W tabl. 4 przedstawiono wyniki pomiarów temperatur głowic w funkcji prędkości obrotowej silnika w locie poziomym ustalonym na wysokości $H = 500$ m, $t_o = 283$ K, $p_o = 996$ hPa, $w = 70\%$.

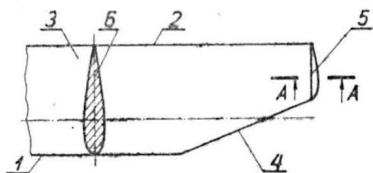
Obecnie silnik PZL-F4A235B u wytwórcy osiągnął 1500 h pracy w locie przy 50-godzinnych cyklach przeglądu SZ dolnych i 100-godzinnych górnych SD48BSM produkcji ZSRR, którymi zastąpiono świece RHB32E Champion.

LITERATURA

1. J. MICHAŁOWSKA: Paliwa, oleje, smary. WKiŁ, Warszawa, 1973
2. K. K. PAPOK, W. A. PISKUNOW, P. G. JURIEWA: Nagary w reaktiwnych dwigatelach. Transport, Moskwa, 1971
3. P. DZIERŻANOWSKI, M. ŁYZWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI: Silniki tłokowe. WKiŁ, Warszawa, 1981
4. Orzeczenie nr 590/80 Laboratorium Centralne WSK PZL-Rzeszów
5. Orzeczenie nr 84/81 Laboratorium Centralne WSK PZL-Rzeszów
6. Sprawozdanie z 1500-godzinnej próby długotrwałej silnika PZL-F4A235B

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

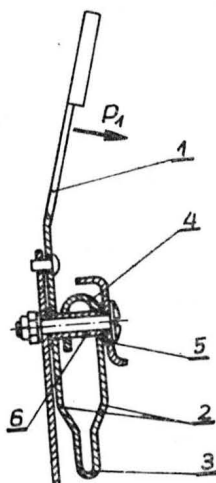
● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosiła do ochrony patentowej wzór użytkowy pn. Końcówka aerodynamiczna elementu nośnego statku powietrznego, zwłaszcza wiroplata (autorzy: S. Kamiński, A. Pilch i C. Zdziebłowski). Wzór rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takiej końcówki, która zapewniłaby poprawę stateczności ruchu łopaty, obniżenie natężenia hałasu oraz zmniejszenie zmiennych obciążeń sterowania w locie do przodu.



Końcówka charakteryzuje się tym, że ma kształt klina jednostronnie ściętego od strony krawędzi natarcia 1 przy niezmiennym kształcie splotu 2, przy czym zwężenie ściecia 4 przebiega w kierunku zewnętrznym elementu nośnego 3. Końcówka ma zaokrąglenie o promieniu R równym połowie grubości końca elementu nośnego 3, zaś cięciwa 5 stanowi ok. połowę cięciwy 6. Skróć opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, podano w BUP nr 2/1983 r., w klasie B 64 C, pod nr W.68296.

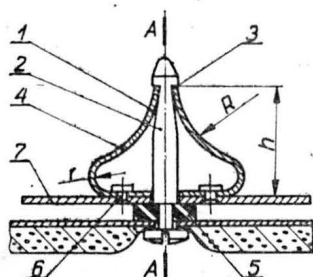
● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania dźwignię dwuramienną układów sterowania zdalnego (wynalazcy: K. Kita, E. Janaszek). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie uproszczenia konstrukcji dźwigni przy zachowaniu sprawności blokowania i zmniejszeniu jej gabarytów.

Dźwignia dwuramienna układów sterowania zdalnego, o przynajmniej dwu stacjach blokady, składa się z płaskownika 1 sprężystego, którego krótsze ramię 2 jest wygięte kolisto z przewężeniem 3 na uchwyt linki i powtórnie wygięte do środka, tworząc ucho 4 z otworami 5 pod tulejkę 6, stanowiącą oś obrotu dźwigni 1.



Skróć opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 9/1983 r., w klasie G 05 G, pod nr P. 236976 T.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. zatrzask sprężynowy do łączenia elementów, zwłaszcza płaskich (autorzy: C. Romanowski, J. Owsicki). Zagadnieniem



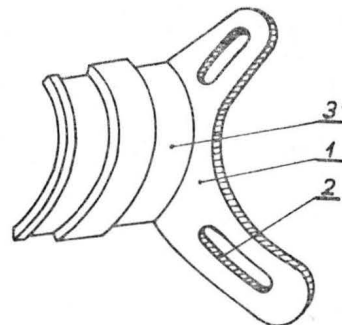
podlegającym rozwiązaniu jest zwiększenie trwałości zatrzasku sprężynowego do łączenia elementów, szczególnie do mocowania

tapicerki wewnątrz powierzchni użytkowych, a przede wszystkim wewnątrz kabin lotniczych.

Zatrzask charakteryzuje się tym, że składa się z zacisku sprężynowego 1, który w przekroju poprzecznym ma kształt odwróconego lejka, oraz z trzpienia 2. Zacisk 1 jest osadzony na wycięciach 3 w górnej części trzpienia 2, które to wycięcia są prostopadłe do osi trzpienia 2. Boczne krawędzie 4 zacisku 1 mają wypukłość skierowaną na oś symetrii zacisku 1. W podstawie 5 zacisku 1 są wykonane otwory 6 do łączenia np. za pomocą nitów zacisku 1 z płytą łączoną 7.

Skróć opisu rozwiązania, chronionego trzema zastrzeżeniami, podano w BUP nr 24/1982 r., w klasie F 16 B, pod nr W.67961.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do ochrony patentowej rozwiązanie łącznika zespołu napędowego z dajnikiem ruchu (autorzy: J. Bystrowski, S. Kobiernik).



Łącznik charakteryzuje się tym, że składa się z segmentu 3 o średnicy mniejszej od średnicy korpusu zespołu napędowego, mocowanego do niego opaską oraz widlastych ramion 1 z otworami 2 do mocowania dajnika ruchu.

Skróć opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 6/1983 r., w klasie B 64 D, pod nr W.68633.

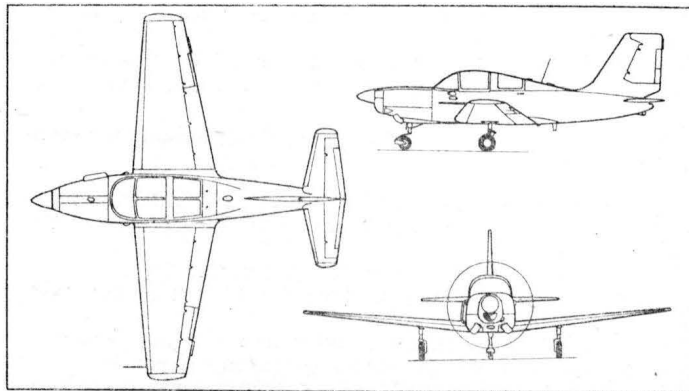
HAL HTT-34 • Indie •

Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Zgodnie z nowymi tendencjami w szkoleniu pilotów wojskowych wiele wytwórni buduje obecnie turbośmigłowe wersje tłokowych samolotów szkolno-treningowych. Tą drogą poszła również indyjska firma Hindustan Aeronautics Limited (HAL), przerabiając prototypy tłokowego samolotu HPT-32 na wersję HTT-34 napędzaną turbinowym silnikiem śmigłowym. Zachowano nie zmienioną, metalową konstrukcję płatowca, jego instalacje pokładowe i stałe podwozie z kołem przednim. Kabina ma dwa siedzenia obok siebie, z możliwością zamontowania trzeciego w tyle kabiny. Silnik tłokowy został zastąpiony silnikiem turbinowym Allison 250-B17D o mocy 313 kW (425 KM) ze śmigłem o stałej prędkości obrotowej Hartzell. Poza szkoleniem, nowy samolot może być stosowany jako akrobacyjny, łącznikowy i turystyczny. Przewiduje się, że zaplanowana seria samolotów HPT-32 będzie dokończona jako wersja HTT-34. Na eksport ma być budowana wersja z chowanym podwoziem.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,50 m
Długość	8,07 m
Wysokość	2,88 m
Powierzchnia nośna	15,00 m ²
Masa własna	855 kg
Masa do startu	1230 kg
Prędkość maksymalna przy ziemi	315 km/h
Prędkość przelotowa	220 km/h
Pułap praktyczny	8100 m
Długość trwania lotu	2,5 h.



W.K.

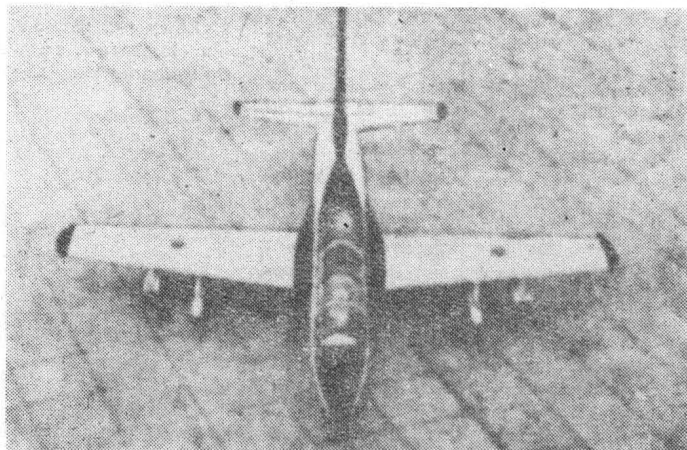
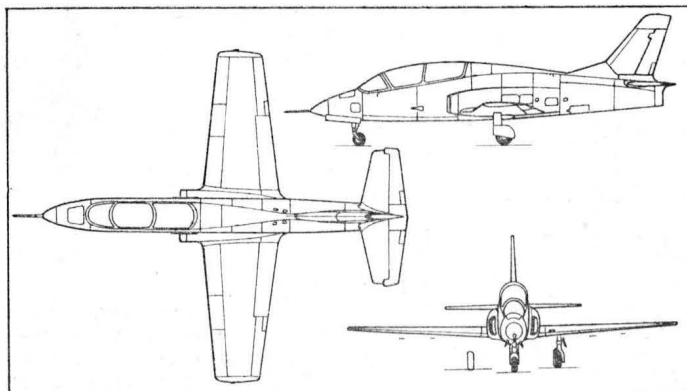
IAv Craiova IAR-99 Soim • Rumunia •

Jednosilnikowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy

Rumuńska wytwórnia płatowców Interprinderea de Avioane (IAv) w Craiovej opracowała jednosilnikowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy IAR-99 do szkolenia podstawowego i zaawansowanego. Wytwórnia IAv i jugosłowiańska wytwórnia Soko produkują obecnie zaprojektowany wspólnie lekki dwusilnikowy samolot szturmowy IAR-93/Orao. Możliwość wykorzystania jego silników i awioniki skłoniła obie wytwórnie do budowy samolotu szkolno-treningowego. W ten sposób w Jugosławii powstał samolot G-4 Super Galeb, a w Rumunii IAR-99 nazwany Soim, tj. Jastrząb. Zastosowany do ich napędu jednoprzepływowy silnik Rolls-Royce Viper Mk632-41 (z samolotu IAR-93/Orao) o ciągu 1780 daN jest produkowany z licencji przez wytwórnię Turbomecanica w Bukareszcie. Soim jest metalowym dolnopłatem z prostymi skrzydłami, konwencjonalnym usterzeniem i chowanym podwoziem z kołem przednim. Kabina ma układ tandem z tylnym siedzeniem instruktora umieszczonym wyżej od przedniego. Fotele są wystrzeliwane typu Martin-Baker MkJ-8. Zbiorniki paliwowe znajdują się w skrzydłach. Samolot został zaopatrzony w cztery uchwyty pod płatem do podwieszania uzbrojenia. Próby samolotu trwają już ponad dwa lata, uruchomienie jego produkcji seryjnej jest przewidziane na koniec 1985 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,85 m
Długość	10,88 m
Wysokość	3,89 m
Powierzchnia nośna	18,71 m ²
Masa własna	3120 kg
Masa do startu	5475 kg
Prędkość maksymalna przy ziemi	865 km/h
Prędkość przelotowa	640 km/h
Maksymalne wznoszenie	36,5 m/s
Pułap praktyczny	13 900 m



W.K.

Nowe informacje, zagadki i „białe plamy”

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Ukazanie się w latach 1971÷1976 opracowań J. Cynka („Polish Aircraft 1893÷1939”), A. Morgały („Polskie samoloty wojskowe 1918÷1939”) i A. Glassa („Polskie konstrukcje lotnicze 1893÷1939”) podsumowujących wiedzę na temat polskiej techniki lotniczej do 1939 r. — stwarzało wrażenie wyczerpania zasadniczych informacji obejmujących okres do II wojny światowej. Jednakże, jak zawsze w badaniach historycznych, było to tylko złudne wrażenie. Nie minęło dziesięć lat, a książka S. Januszewskiego „Rodowód polskich skrzydeł” (1981 r.) wykazała, jak wiele nie znanych prac lotniczych było zrealizowane przed I wojną światową.

Poszukiwania historyków lotniczych wciąż ujawniają nowe źródła i nowe informacje na temat dziejów polskiej techniki lotniczej — dlatego zrobimy przegląd tych nowości. Ponieważ o rozwoju polskiego lotnictwa decydowały zarówno konstrukcje rodzime, jak i sprzęt importowany — obie kategorie zostaną uwzględnione. Informacje uporządkowano wg chronologii, wytwórni i typów.

Samoloty Warchałowskiego (1910÷1914). S. Januszewski dotarł do materiałów źródłowych w Wiedniu, uzyskując dość pełny obraz działalności konstruktora, Austriaka polskiego pochodzenia. Krótką informację na ten temat zamieścił w „Skrzydlatej Polsce” nr 20 z 1984 r.

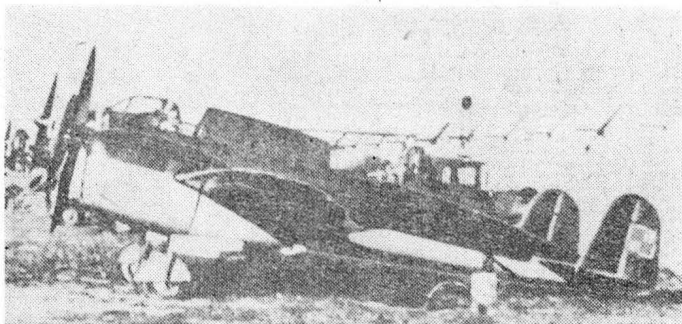
Samolot T. Floriańskiego (1914 r.). Ostatnio syn konstruktora zestawiał trochę dodatkowych informacji o tym samolocie, które w niedługim czasie prawdopodobnie zostaną opublikowane.

Samoloty braci Gabriel (1921÷1924). Bracia Gabriel z Bydgoszczy, noszący w polskich publikacjach imiona Jan i Paweł, na początku lat trzydziestych opuścili Polskę, przenosząc się do Niemiec, gdzie nosili imiona Willi i Walter; służyli również w lotnictwie niemieckim. Nie byli więc konstruktorami polskimi, lecz niemieckimi pracującymi w Polsce. (Źródła: B. Lange: Das Buch der deutschen Luftfahrttechnik, 1970; A. Imrie: The Gabriel Brothers, Cross and Cockarde 4/1962).

Samolot TW-12 (1933 r.) Toczolowskiego i Wulfa. T. Chwałczuk u rodziny jednego z konstruktorów odnalazł zdjęcia i rysunki tego samolotu. Wkrótce zostaną opublikowane.

PZL P.7a. Zostały odnalezione zdjęcia P.7 z niemieckimi znakami. Pierwszy odnalazł je V. Koos. Następnie odnaleziono zdjęcia P.7 na lotnisku Juterbog k. Berlina. Równocześnie przestudiowanie licznych zdjęć samolotu P.7a wykazało, że na jego rysunkach jest pomijana dysza Venturiego umieszczona na prawym boku kadłuba w pobliżu tylnego zastrzału płata, a częstokroć też sa pomijane rury wydechowe przechodzące z przodu cylindrów i zakręcające do tyłu. Zdjęcia P.7a z końca lat trzydziestych pokazują, że samoloty otrzymały krótką owiewkę między górą osłony silnika a początkiem płata na kadłubie.

PZL P.11c. Zdjęcia uszkodzonych P.11c z 1939 r. wykazały, że samoloty wyposażone w radiostację miały dorobione otwierane pokrywki z lewej strony kadłuba za kabiną lub z prawej strony kadłuba przy kabinie. Samoloty z radiostacją miały niewysokie słupki antenowe przy końcach skrzydeł.



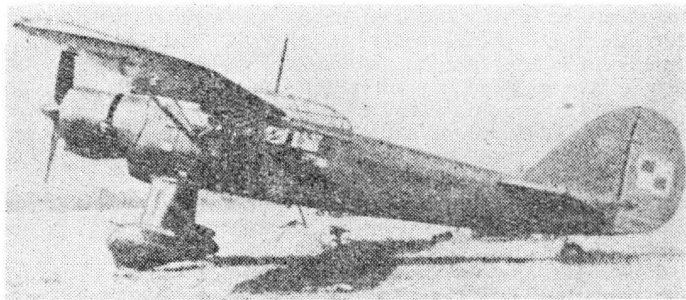
Rys. 1. Drugi prototyp samolotu myśliwskiego PZL P.38/II Wilk z szachownicami na skrzydłach i usterzeniu. Samolot ma zmienioną osłonę kabiny pilota. Zdjęcie wykonane we wrześniu 1939 r.

co można sprawdzić na eksponacie znajdującym się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. (Źródło: J. Cynk: Le PZL P.7 et P.11, Le Fanatique de l'Aviation, nr 73÷77, 1976÷1977 r.).

PZL P.23B Karaś. Zdjęcia z lat 1938÷1939 wykazują, że samoloty otrzymały za osłoną silnika na górze kadłuba małą owiewkę oraz stojący maszt antenowy nad kabiną. (Źródło: J. Cynk: PZL P.23 Karaś, Le Fanatique de l'Aviation, nr 112÷114, 1979 r.).

PZL P.24. Wg bułgarskich materiałów archiwalnych, dostarczone do Bułgarii samoloty w wersji P.24B otrzymały później silniki Gnôme Rhône 14N07, czyli zostały zmodyfikowane na wersję P.24G.

PZL.26. L. Musiałkowski odnalazł zdjęcie tego samolotu z wojskowymi szachownicami i oznaczeniem K2 na kadłubie. Zdjęcie zostało opublikowane w TLiA w ubiegłych latach. Zdjęcia niemieckie z 1939 r. wykazały, że na Okęciu były hangarowane PZL.26 bez znaków (przechowywane w wytwórni).



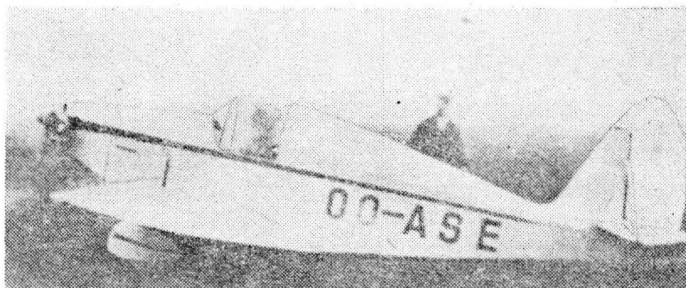
Rys. 2. Pierwszy prototyp samolotu obserwacyjnego LWS-3 Mewa po przeróbkach osłony silnika, oszklenia tyłu kabiny, usterzenia i przesunięcia kółka ogonowego. Samolot stanowił wzorzec dla wersji seryjnej

PZL.37B Łoś. Pierwszy lot pierwszego prototypu P.37/I odbył się nie 16 czerwca 1936 r., lecz 16 grudnia 1936 r. — wg materiałów archiwalnych. Łoście budowane latem 1939 r. miały rury wydechowe nie na zewnątrz silników, lecz od strony kadłuba, aby płomień z tych rur był mniej widoczny w nocy. (Źródło: J. Cynk: PZL P.37 Łoś, Le Fanatique de l'Aviation, nr 139÷144, 1981 r.).

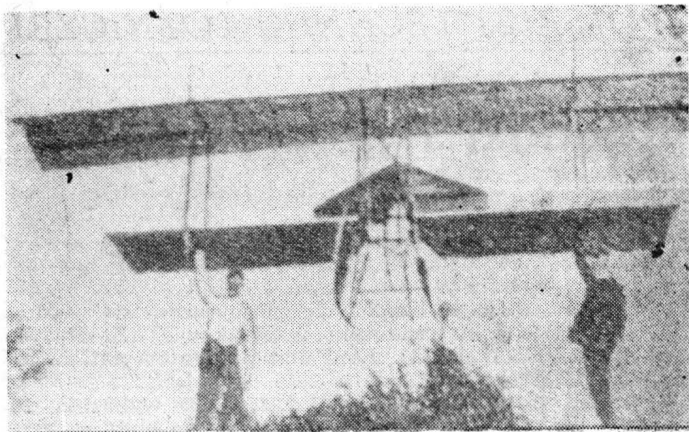
PZL.38 Wilk. Zdjęcia drugiego prototypu Wilka, zdobyte przez Niemców we wrześniu 1939 r. na Okęciu, po raz pierwszy pokazują ten samolot z szachownicami oraz ze zmienioną osłoną kabiny pilota. Zdjęcia równocześnie odnalezili V. Koos i J. Cynk.

PZL P.43. Zostały odnalezione zdjęcia P.43 z niemieckimi znakami wykonane w październiku 1940 r. w PZL-Mielec. Samolot później otrzymał znaki bułgarskie. Zdjęcia przechował M. Narowski.

PZL.44 Wicher. Samolot ten nie miał skrzydła kesonowego wg patentu F. Misztala, lecz skrzydło półskorupowe, co opisał prof. T. Sołtyk w swej książce „Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919÷1939 i 1945÷1965”.



Rys. 3. Belgijski jednomiejscowy samolot Topsy S.2 (nr fabr. 32) 00-ASE przed lotem do Polski, gdzie otrzymał znaki SP-ASE



Rys. 4. Szybowiec wg rysunków miesięcznika „Młody Lotnik” zbudowany przez Kasperkiewicza

Lublin R-XIII. Wersja dyspozycyjna R-XIIIF z krytą kabiną została odkryta przez J. Cynka na jednym ze zdjęć wykonanych we wrześniu 1939 r. przez Niemców na Okęciu. Samolot był przerabiany w PZL. (Źródło: J. Cynk: Ostatni Mohikanin z Lublina, Skrzydłata Polska 29/1984).

LWS-3 Mewa. W czerwcu 1939 r. „Przegląd Lotniczy” zamieścił zdjęcie ostatecznej postaci zmodyfikowanego pierwszego prototypu samolotu Mewa. Nie był to pierwszy egzemplarz seryjny, jak podał T. Kowalski w „Skrzydlatej Polsce”, gdyż taki był oblatany dopiero 2 września 1939 r., a ponadto tylko pierwszy prototyp miał uzbrojenie przy podwoziu. Samolot zakończył próby i dlatego biały (do prób) ster kierunku pomalowano na zielono. Samolot wyróżnia zmieniona osłona silnika, zmienione wejście do tylnej kabiny i boczne okno, słupki antenowy nad kabiną oraz powiększone usterzenie pionowe.

PWS-40. Konstruktor samolotu inż. A. Zagórski udostępnił szkic i opis tego samolotu sportowego zbudowanego w 1939 r. Zostaną one opublikowane.

RWD-2. Istniał egzemplarz tego samolotu z przerobionym podwoziem z amortyzatorami zamocowanymi do górnej części kadłuba jak w RWD-4.

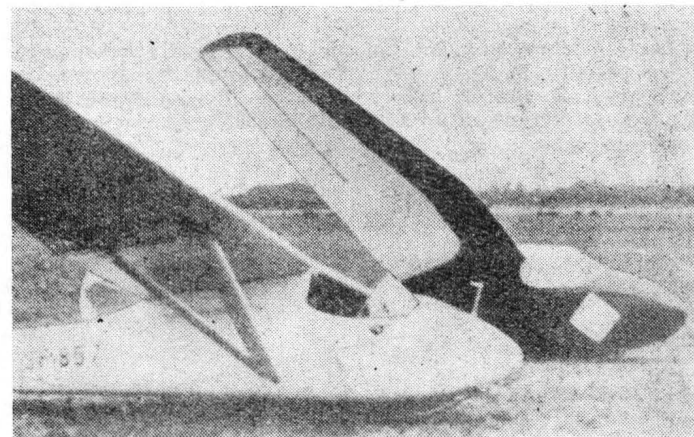
RWD-5bis. Samolot ten, podczas przelotu przez Atlantyk, był pomalowany na srebrno i miał czerwone znaki rejestracyjne. Rurę wydechową otrzymał dopiero po przeróbce na dwumiejscowy.

RWD-10. S. Chrostek podczas opracowywania planów modelu tego samolotu zwrócił uwagę na brak dźwigniek na lotkach, co nasunęło mu przypuszczenie, że ich napęd odbywał się za pomocą rury skrętnej. Konstruktorzy z DWL potwierdzili, że tak było.

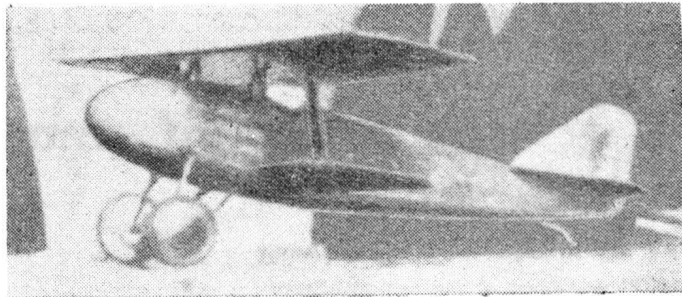
Tipsy. Wytwórnia PWS zakupiła w 1939 r. belgijski jednomiejscowy samolot sportowy Tipsy S2. Ukazało się jego zdjęcie ze znakami belgijskimi 00-ASE przed wysłaniem go do Polski. W Polsce otrzymał znaki SP-ASE. (Źródło: Air Britain Digest 3/1981).

Nikol A-2. Amfibia A-2 nie została zniszczona w Pucku we wrześniu 1939 r., lecz została zabrana przez Niemców do Rostocka. Zdjęcie odnalazł V. Koos, było opublikowane w TLiA 9/1983.

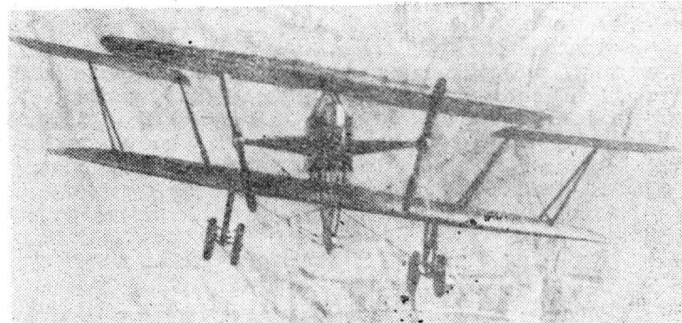
Szybowiec „Młodego Lotnika” (1926 r.). Dotychczas brak było zdjęć tego szybowca-lotni zbudowanego w kilku eg-



Rys. 5. Na drugim planie szybowiec wyczynowy SG-7 konstrukcji Szczepana Grzeszczyka. Widoczny kształt osłony kabiny oraz układ grzbietopłata



Rys. 6. Model samolotu DK Jerzego Drzewieckiego, którego projekt był zgłoszony na konkurs w 1925 r.



Rys. 7. Model zagadkowego samolotu o oryginalnym systemie sterowania. Dzięki przegubowi pod dolnym płatem kadłub był przesuwany na boki wraz z górnym płatem, a stery wysokości były wysunięte na wysięgnikach do przodu

zemplarzach. Okazało się, iż fotografia egzemplarza wykonanego przez Kasperkiewicza była zamieszczona w broszurze A. Umińskiego „O lataniu dla przyjemności, czyli o sporcie lotniczym” z 1930 r., którą odnalazł A. Morgała.

Szybowiec SG-7. Jedyne znane zdjęcie SG-7 ze „Skrzydlatej Polski” 11/37 dawało bardzo ograniczone pojęcie o jego kształtach, w wyniku czego zrekonstruowane jego rysunki były niezbyt wierne. Zdjęcie nadesłane przez M. Krzyżanę, A. Morgała i M. Foltińskiego pozwoliły na dokładne ustalenie wyglądu szybowca.

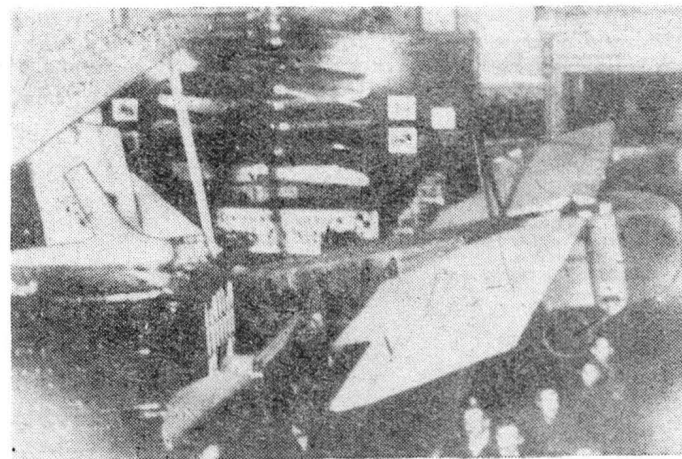
Szybowiec WOS. Na podstawie jednego zdjęcia ograniczona była znajomość jego kształtów. J. Kusiba udostępnił kilka zdjęć tego szybowca.

Projekt dwupłatowego samolotu myśliwskiego DK — J. Drzewieckiego. Model samolotu widoczny jest na fotografii z otwarcia Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie w 1927 r.

Istnieje trochę zagadek — głównie zdjęć nie rozpoznanych samolotów, szybowców oraz ich modeli.

Model dwusilnikowego samolotu z przechylanym płatem. K. Zienkiewicz dostarczył zdjęcie (ze zbiorów G. Ortonowskiego) modelu do badań aerodynamicznych, w którym płaty były przechylane względem kadłuba, zaś stery wysunięte przed płat. Prawdopodobnie model służył do sprawdzenia realności pomysłu przewidzianego do opatentowania. Autor pomysłowi jest nieznan.

Szybowiec z literami na kadłubie WW.1 pokazany na wystawie w Warszawie. Litery są podobne jak na szybowcu



Rys. 8. Szybowiec WW.1 możliwe, że konstrukcji Wojciecha Wojny, a zbudowany w gimn. Marianów w Warszawie. Zdjęcie z wystawy w Warszawie w 1924 r.

uczniów gimn. Marianów (z 1926 r.), lecz jest to inna konstrukcja.

Osobny problem stanowią „białe plamy”, czyli brak zdjęć, rysunków, czy danych samolotów, które były zbudowane i latały w Polsce.

Dotychczas nie odnaleziono fotografii samolotów:

— samolotów Boruckiego zbudowanych w 1911 r. w Kielcach (jednopłat i dwupłat),

— samolotu Bohatyrewa „Kaczka-Nadzieja” z 1910 r. (Modlin),

— samolotu T. Flegiera z 1912÷1914 r. (Warszawa),

— samolotu Sołtyckiego z 1926 r. (Warszawa),

— samolotu myśliwskiego PWS-15 z 1931 r. (dwupłat),

— samolotu szkolno-treningowego PWS-35 Ogar z 1938 r. (dwupłat),

— samolotu sportowego PWS-40 z 1939 r. (dłonopłat),

— samolotu myśliwskiego PZL P-50 Jastrząb z 1939 r. (znane są tylko cztery zdjęcia fragmentów samolotu),

— samolotu PZL P.11g Kobuz (1939 r.),

— pierwszego prototypu samolotu RWD-14/I (Czapla),

— prototypu samolotu RWD-17bis o zwężonych końcach płatów,

— prototypów samolotów budowanych w 1939 r.: RWD-18 i PZL-45 Sokół, których budowa była poważnie zaawansowana,

— samolotu Fokker F-VIIB/3m przerobionego w Polsce na dwusilnikowy,

— samolotów RWD-13 i RWD-17W z polskimi znakami wojskowymi,

— samolotu RWD-11 podczas użytkowania przez lotnictwo niemieckie,

— samolotów Łoś podczas prób w Związku Radzieckim, — prototypu szybowca PWS-103 (oblatanego we Lwowie w 1940 r.),

— szybowca Z. Puławskiego SL-3 z 1923 r.,

— szybowca Czałka z 1925 r. (jest zdjęcie rozbitego niemal doszczętnie),

— szybowca Zygmunta i Pawliczka z 1931 r.,

— szybowca Staniendy z 1935 r.,

— zakupionych przed wojną samolotów Bücker Bü-131 Jungmann (jednego cywilnego i jednego wojskowego) oraz Bü-133 Jungmeister (wojskowego z biało-czerwonymi pasami tworzącymi słońce na górnym płacie),

— używanych przez PLL LOT egzemplarzy samolotów RWD-5 (o znakach SP-LOT) i RWD-13 (SP-BFO i SP-BNU),

— polskich silników lotniczych G-1620A, G-1620B Mors i PZL Foka.

Oczywiście nie są to wszystkie braki dotyczące historii polskich konstrukcji lotniczych, lecz tylko najważniejsze.

Zwracam się przy okazji do Czytelników, którzy mogą pomóc w odtwarzaniu dziejów polskich skrzydeł, o nadsyłanie informacji oraz udostępnienie fotografii (nadesłanie reprodukcji lub wypożyczenie do zreprodukowania). Wiele faktów z dziejów naszego lotnictwa wyjaśniły zdjęcia samolotów zasłoniętych częściowo przez stojących ludzi, zdjęcia rozbitych samolotów, czy zdjęcia gdzie na drugim planie były ciekawsze samoloty niż znajdujące się na pierwszym planie.

CONTENTS

STAFIEJ W.: On the structure of classes of the high-performance sailplanes. *TLiA*, vol. XL, 1985, No. 8, p. 5

In connection with the discussion carried on within the OSTIV on the need to re-design the system of glider classification, the author has defined the present glider classes, analysed their good and bad points and presented proposals of new classes.

POLETAJEW B., TRĘBACZ S.: Elastomer couplings — design and application (I). *TLiA*, vol. XL, 1985, No. 8, p. 8

Selected problems related to design, construction and application of elastomer couplings are discussed in this article. Suitability of rubber as an elastomer to the design of couplings has been evaluated.

MALSKI A.: The problem of excessive build-up of carbon deposit in the PZL-Franklin-F4A235B engine used in the PZL-110 Koliber airframe. *TLiA*, vol. XL, 1985, No. 8, p. 16

The problem of excessive build-up of carbon deposit in the PZL-Franklin engine used in the PZL-110 Koliber aircraft has been discussed in this article. Chemical composition and physical properties of the carbon deposit have been given, the mechanism of its build-up, including influence of various factors on this mechanism, has been described, and its harmful effect has been presented. Special investigations made it possible to define and remove the reasons for the excessive build-up of carbon deposit.

GLASS A.: New information, riddles and „white spots”. *TLiA*, vol. XL, 1985, No. 8, p. 21

Information gathered recently on the history of Polish aircraft engineering till the World War II, photos of designs which have not yet been identified, and the list of aeroplanes the photos of which have not been recovered up to the present, have been given.

ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Über die Klassenstruktur der Wettkampf-Segelflugzeuge. *TLiA*, XL Jhrg., 1985, H. 8, S. 5

Im Zusammenhang mit der im OSTIV geführten Diskussion über die Notwendigkeit einer Änderung der Segelflugzeugklassen, stellt der Verfasser ihre derzeitige Aufteilung dar, analysiert ihre Vor- und Nachteile und gibt Vorschläge für die neuen Klassen an.

POLETAJEW B., TRĘBACZ S.: Elastische Gelenke-Aufbau und Bestimmung (I). *TLiA*, XL Jhrg., 1985, H. 8, S. 8

In dem Aufsatz werden ausgesuchte Probleme des Aufbaus, der Konstruktion und der Bestimmung der elastomeren Gelenke dargestellt. Es wird die Anwendbarkeit des Gummi bei der Konstruktion von Gelenken beurteilt.

MALSKI A.: Das Problem erhöhter Ölkohlebildung im Flugmotor PZL-Franklin-F4A235B für das PZL-110 Koliber-Flugzeug. *TLiA*, XL Jhrg., 1985, H. 8, S. 16

In dem Aufsatz wird das Problem der erhöhten Ölkohlebildung im Flugmotor PZL-Franklin für das Flugzeug PZL-110 Koliber erörtert. Es wird die chemische Zusammensetzung und die physikalischen Eigenschaften der Ölkohle, ihr Entstehungsmechanismus und der Einfluss verschiedener Faktoren auf den Mechanismus sowie ihre schädliche Einwirkung angeführt. Die Untersuchungen führten zu der Erkenntnis und zur Beseitigung der Entstehungsursachen der übermäßigen Ölkohlemengen.

GLASS A.: Neue Informationen, Rätsel und „weisse Flecken”. *TLiA*, XL Jhrg., 1985, H. 8, S. 21

Es werden zuletzt gesammelte Informationen über die Geschichte der polnischen Luftfahrttechnik bis zum Ausbruch des 2. Weltkrieges, Aufnahmen von bisher nicht identifizierten Konstruktionen sowie eine Zusammenstellung von Flugzeugen, deren Aufnahmen bisher nicht gefunden worden sind, vorgestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: О структуре классов планеров для состязаний. *TLiA*, т. 40, 1985 г., № 8, с. 5

В связи с дискуссией, которая ведется в организации OSTIV по теме целесообразности изменения структуры классов планеров-авторов показывает современную обстановку в этой области, ее достоинства и недостатки, а также представляет предложения новой структуры классов.

ПОЛЕТАЕВ В., ТРЕМБАЧ С.: Шарниры из Зластиков — конструкция и назначение I (ч.). *TLiA*, т. 40, 1985 г., № 8, с. 8

В статье описаны избранные проблемы связанные с конструкцией, изготовлением и применением эластичных шарниров. Оценивается пригодность резины как эластика в конструкции шарниров.

МАЛЬСКИ А.: Проблема излишнего нагароотложения двигателя ПЗЛ-Франклин-F4A235B, установленного на самолете ПЗЛ-110 Колибер. *TLiA*, т. 49, 1985 г., № 8, с. 16

Статья посвящена проблеме излишнего нагароотложения в двигателе ПЗЛ-Франклин, на самолете ПЗЛ-110 Колибер. Указываются химический состав и физические свойства нагара, описан механизм его образования и влияние разных факторов на этот механизм, а также вредное воздействие нагара. Исследования дали возможность ухватить и удалить причины образования излишнего количества нагара.

ГЛЯСС А.: Новые информации, головоломки и „белые пятна” *TLiA*, т. 40, 1985 г., № 8, с. 21

Приводятся собранные за последнее время информации в области истории польской авиационной техники, публикуются снимки не идентифицированных до сих пор конструкций и дается сводка самолетов, снимков которых доньше не удалось найти.

TECHNIKA lotnicza I ASTRONAUTYCZNA

8'85

STRESZCZENIA

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: Szanse przemysłu lotniczego	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Pasażerowie (odprawy i przyjęcia) w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie w 1983 r.; Samoloty komunikacyjne PLL LOT w latach 1972÷1983 r.; Liczba przewiezionych w PLL LOT pasażerów i wykonana ogólna praca przewozowa (w tkm) w latach 1970÷1983; Przewóz pasażerów PLL LOT na liniach międzynarodowych i krajowych w 1983 r.; Przewóz ładunków PLL LOT na liniach międzynarodowych i krajowych w 1983 r.	4
W. Stafiej: O strukturze klas szybowców zawodniczych	5
B. Poletajew, S. Trębacz: Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (I)	3
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	10
KARTOTEKA TLiA: Lak-12 Lietuva	11
Soyer-Barritault SB-1 Antares	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Francuskie czasowniki i zwroty lotnicze (II)	15
A. Malski: Zagadnienie nadmiernego nagarowania w silniku PZL-Franklin-F4A235B zabudowanego na płatowcu PZL-110 Koliber	16
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	19
PROTOTYPY: Hal HTT-34	20
IAv Craiova IAR-99 Soim	20
A. Glass: Nowe informacje, zagadki i „białe plamy” (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ: Inż. Andrzej Ablamowicz (1929÷1985)	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty Lim-6, Lim-6bis, Lim-6M — rys. K. Siwiec



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. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

STAFIEJ W.: O strukturze klas szybowców zawodniczych. TLiA, t. XL, 1985, nr 8, s. 5

W związku z dyskusją prowadzoną w OSTIV nt. potrzeby zmiany klas szybowców — autor przedstawił obecny ich podział, zanalizował ich zalety i wady oraz przedstawił propozycje nowych klas.

POLETAJEW B., TRĘBACZ S.: Przeguby elastomeryczne — konstrukcja i przeznaczenie (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 8, s. 8

W artykule przedstawiono wybrane zagadnienia dotyczące budowy, konstrukcji oraz przeznaczenia przegubów elastomerycznych. Oceniono przydatność gumy jako elastomeru w konstrukcji przegubów.

MALSKI A.: Zagadnienie nadmiernego nagarowania w silniku PZL-Franklin-F4A235B zabudowanego na płatowcu PZL-110 Koliber. TLiA, t. XL, 1985, nr 8, s. 16

W artykule przedstawiono problem nadmiernego nagarowania w silniku PZL-Franklin na samolocie PZL-110 Koliber. Podano skład chemiczny i właściwości fizyczne nagaru, opisano mechanizm jego powstawania i wpływ różnych czynników na ten mechanizm oraz szkodliwe działanie nagaru. Badania umożliwiły poznanie i usunięcie przyczyn powstawania nadmiernych ilości nagaru.

GLASS A.: Nowe informacje, zagadki i s. 21

„białe plamy”. TLiA, t. XL, 1985, nr 8, s. 21
Zestawiono ostatnio zebrane informacje nt. dziejów polskiej techniki lotniczej do II wojny światowej, zamieszczono zdjęcia konstrukcji dotychczas nie zidentyfikowanych oraz podano wykaz samolotów, których zdjęć dotychczas nie odnaleziono.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0717-1300/85. Nakład 6600 egz.

Cena pojedynczego egz. zł 80.—

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. N-10.

Prenumerata roczna zł 960.—

INDEKS 37909

II Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w lotnictwie”

W styczniu 1986 r. w Warszawie zostanie zorganizowana przez Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Oddział Warszawski, Instytut Lotnictwa w Warszawie, Wojskową Akademię Technicz-

ną w Warszawie i Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej II Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w lotnictwie” o tematyce:
 — stępczość dynamiczna konstrukcji,
 — dynamika, stateczność i sterowność lotu,
 — dynamika układów sterowania i naprowadzania,

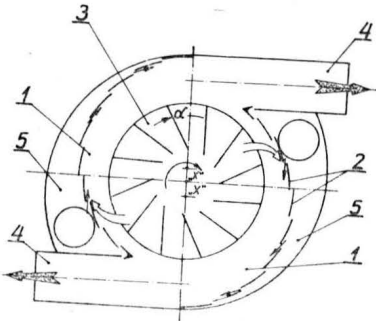
— modelowanie i symulacja właściwości dynamicznych obiektów latających,
 — metody numeryczne w dynamice obiektów latających,
 — badania w locie obiektów latających. Referaty o objętości do 8 str. maszynopisu zostaną opublikowane w *Mechanice Teoretycznej i Stosowanej*.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania urządzenie do mieszania i transportu materiałów sypkich z powietrzem w agrolotniczej aparaturze opylającej (wynalazcy: E. Margański i M. Kopacz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie dobrego mieszania materiałów sypkich z powietrzem i transportu tych materiałów w systemie aparatury agrolotniczej.

Urządzenie, mające wirnik z łopatkami odrzucający siłą odśrodkową środki sypkie, charakteryzuje się tym, że ma dwie komory 5 wyrównawcze ciśnienia powietrza oraz dwie komory 1 mieszania podzielone między sobą nieruchomą palisadą kierownic 2 usytuowaną kołisto o promieniu zaczepionym w odległości x od osi łopaty wirnika 3 i stycznicie do ścianki zewnętrznej przewodów 4 transportujących mieszankę.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 22/1982 r., w klasie B 64 D, pod nr P.234457T.



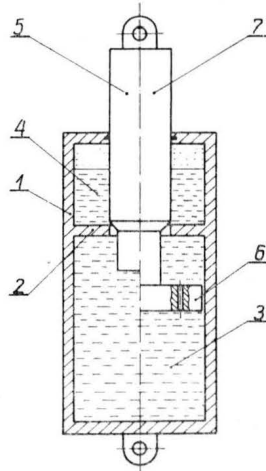
● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania amortyzator dwukomorowy (wynalazcy: K. Kita, E. Janaszek). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania uproszczonej konstrukcji amortyzatora o ulepszonych właściwościach eksploatacyjnych.

Amortyzator dwukomorowy, zwłaszcza samolotów rolniczych, ma gazową komorę niskiego ciśnienia a o zmiennej objętości, usytuowaną między zewnętrzną gładzią tłoczyska 1 a wewnętrzną gładzią cylindra 2, zamkniętą tłokiem 3 i stałym pierścieniem 5, a w tłoczysku 1 znajduje się tłok pływający 4, oddzielający w nim komorę b wysokiego ciśnienia od komory c cieczowej.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, podano w BUP nr 9/1983 r., w klasie F 16 F, pod nr P.236975 T.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania amortyzator hydrauliczny (twórcy: G. Szelaż i in.). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zapewnienia kompensacji efektu rozszerzalności cieplnej roboczej.

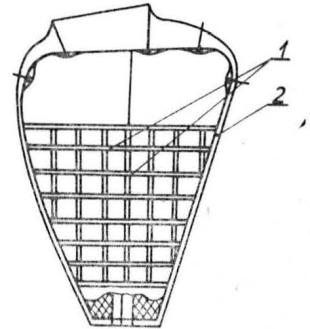
Amortyzator zawiera korpus 1 i umieszczony w nim tłok 6 z tłoczyskiem 7 lub



Wnętrze korpusu 1 jest podzielone przegrodą 2 na komorę roboczą 3 i wyrównawczą 4, zaś komory te połączone są zaworem 8 i 5 lub 8 i 7 zamykanym przy obciążonym amortyzatorze. Utworzenie komory wyrównawczej 4 i połączenie jej z komorą roboczą jedynie przy nie obciążonym amortyzatorze powoduje samoczynne wyrównywanie ciśnienia między tymi komorami.

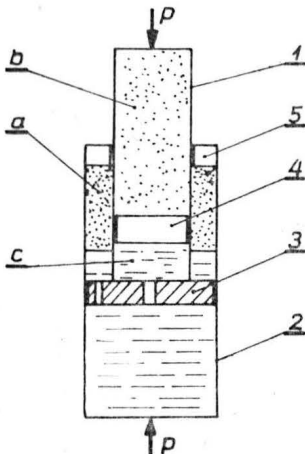
Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 18/1982 r., w klasie F 16 F, pod nr P.229929.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania zbiornik miękki na media płynne, zwłaszcza jako pojemnik dodatkowy paliwa rolniczych statków powietrznych (wynalazcy: K. Filas, J. Kaczor i Z. Szczeciński). Zbiornik, zwłaszcza jako pojemnik dodatkowego paliwa, wkładany jest do wnętrza zbiornika podstawowego na środki chemiczne.



Zbiornik charakteryzuje się tym, że ma płaszcz 2 i przegrody 1 przeciwfalowe z płótna szklanego przesyconego kompozycjami tiokolowymi, przy czym części powłoki 2 wlaminiowane są na zakładkę lub nakładkę.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 24/1982 r., w klasie B 65 D, pod nr P.234816 T.



KSIĄŻKI LOTNICZE

POPOW J.: *Antek-kameleon*. Seria: Miniatury lotnicze nr 46, KAW, Rzeszów 1985, s. 136 + 12, cena 85.—

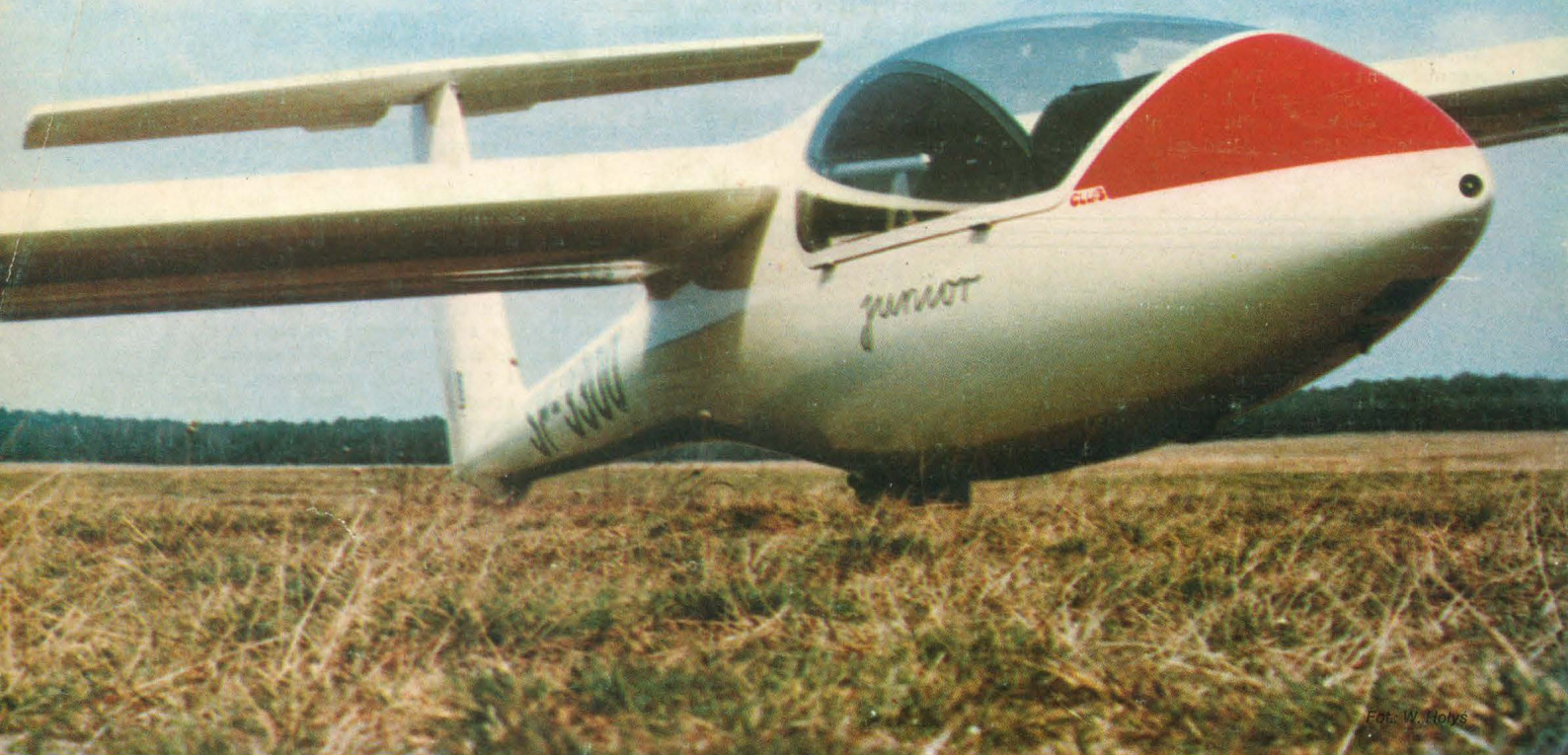
Autor przedstawił w książce dzieje rozwoju samolotu wielozadaniowego An-2, jego produkcję w Polsce oraz użycie w licznych wersjach (stąd tytuł książki). Książkę rozpoczyna lotniczy życiorys konstruktora Olega Antonowa. Interującym uzupełnieniem dziejów samolotu są informacje o rozwoju proponowanych jego następców: niefortunnego Mi5, udanego Mi8 Droma-

dera i dobrze zapowiadających się An-3 oraz An-28.

Do nielicznych usterek należy informacja na s. 19, że w 1980 r. 1 kg konstrukcji samolotu An-2 kosztował 1 zł, podczas gdy powinno być co najmniej 1 tys. zł. Można dodać, że na początku 1981 r. koszt ten wynosił 3,2 tys. zł.

Cennym walorem książki jest to, że autor przedstawił dzieje samolotu w lekkiej formie opowiadaniowej. Jest to u nas rzadkość. Przydałaby się podobna pozycja o śmigłowcu Mi-2. **A.G.**

SZD-51 JUNIOR



CLUB CLASS SAILPLANE THE SUCCESSOR OF FAMOUS PIRAT SAILPLANE

- Glassfibre sailplane
- Single-seat
- For training and performance flight
- Best glide ratio 35
- Min sink 0.60 m/s
- max useful load 110 kg
- Easy maintenance

PZL-BIELSKO

39 YEARS OF EXPERIENCE

4750 SZD GLIDERS BUILT

MANUFACTURER

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
PZL-Bielsko, ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała
Poland; Phone 250-21; Cable: Sezed; Telex: 035259
SZD PL

EXPORTER

PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd.Co.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01. Cable: Pezetel. Telex: 813 314 pzlpl

 **PEZETEL**
POLAND