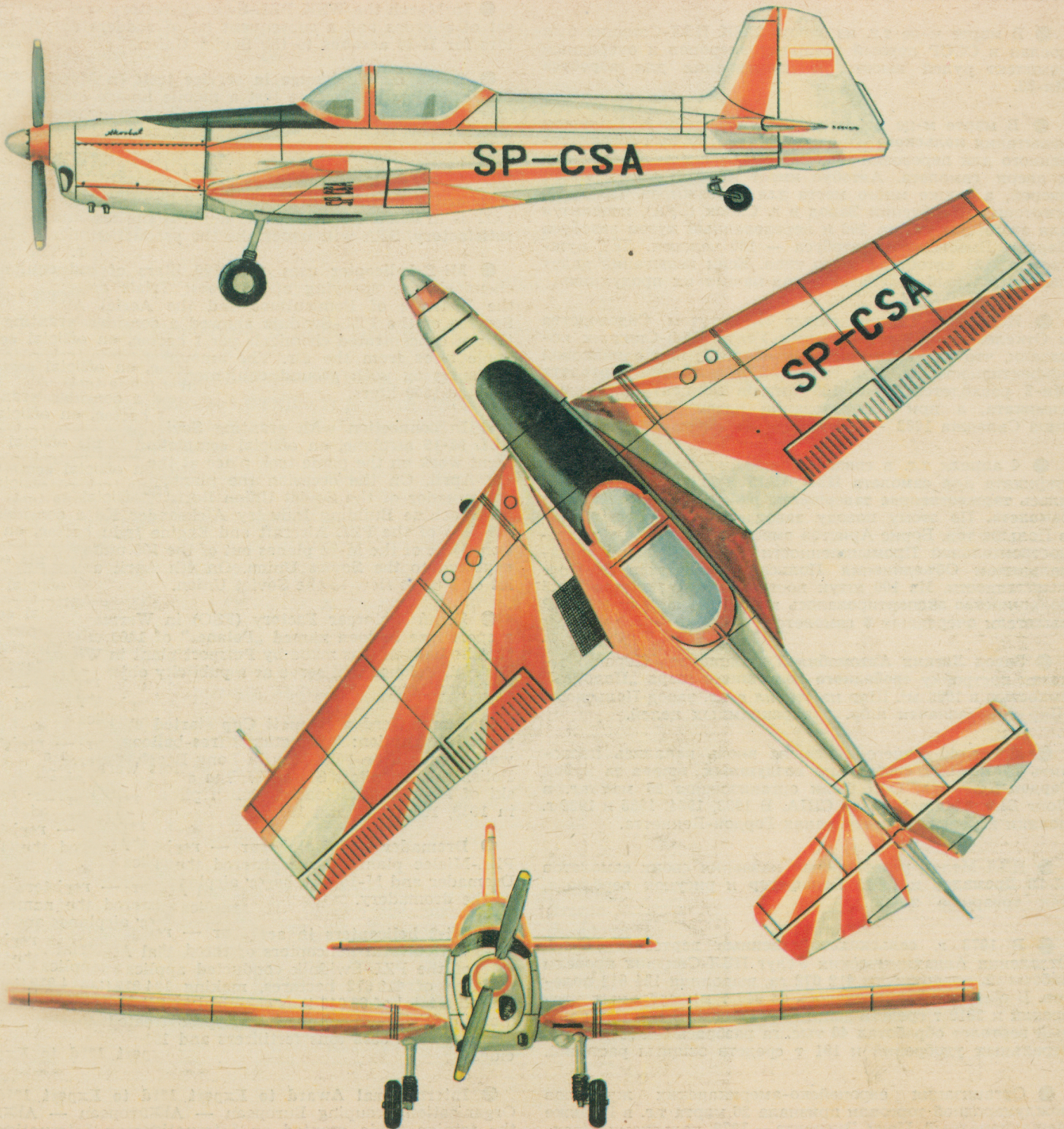


TECHNIKA

7'79

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В марте м-це текущего года по приглашению Министра Машиностроительной Промышленности тов. А. Копца, **советская делегация** в которой участвовали: заместитель Министра Авиационной Промышленности тов. М. С. Михайлов и заместитель Министра Гражданской Авиации тов. И. Разумовский, **навестила главные заводы польской авиапромышленности:** ПЗЛ-Мелец, ПЗЛ-Жешув, ПЗЛ-Свидник и ПЗЛ-Варшава II. Во время визита велись переговоры по теме выполнения междуправительственных договоров в области авиапромышленности, особенно о продукции самолета для местного сообщения Ан-28, дальнейшей поставки самолета М-15 производственных элементов для аэробуса Ил-86 и подготовки к производству многоцелевого вертолета В-3. Результатом визита является дальнейшее расширение содействия авиапромышленностей обеих стран.

● В марте м-це т.г. из завода ВСК ПЗЛ-Свидник был послан в СССР первый комплект элеронов и очередной комплект рулей высоты и направления для **аэробуса Ил-86.**

● В марте м-це т.г. польские авиалинии ЛЕТ начали испытания **польского аэродромного автобуса** спроектированного для перевозки пассажиров от двери аэровокзала к двери самолета. Автобус имеет низкий пол и много дверей, а также много места для пассажиров. Прототип изготовил Автобусный Завод в г. Санок (SFA), используя для этого тягач Стар 200 и переделанный кузов автобуса Берлье. Вместимость автобуса — 100 человек. ЛЕТ нуждается в 25 автобусах этого типа. Если испытания дадут положительный результат завод начнет их продукцию.

● Испытания, выполненные Институтом Садоводства и Отделением Авиационных Услуг ПЗЛ-Свидник показали, что при опрыскивании яблоней, при одинаковой эффективности на 1 га сада **при применении вертолета Ми-2** расходуется всего 100 литров концентрированного химиката, а при использовании наземной аппаратуры типа Сьленжа 1002 — 1500 л.

● 4 апреля т.г. в связи с признанием советского сертификата для самолета **ПЗЛ М-15** в ПЗЛ-Мелец, состоялось **торжественное завершение работ по развитию этого самолета.** По этому поводу завод навестил посол СССР в Польше тов. Борис Аристов вместе с Министром Машиностроительной Промышленности тов. А. Копцем и начальником Объединения Польской Авиационной Промышленности. Из 100 штук построенных самолетов М-15 большинство экспортировалось в СССР. 4 апреля в СССР вылетели очередных 6 самолетов.

● Завод Легких Автомобилей в Варшаве (Жерань) заказал постройку **свободного воздушного шара „Полонез”,** емкостью в 1000 м³. Шар изготовил в т.г. завод Польспорт. Шар предназначен н.пр. для рекламных целей.

● После 40-летнего перерыва вновь начались проводить **состязания свободных воздушных шаров за кубок Гордон-Беннетта.** Они были организованы 26 мая т.г. в Лонг Бич в Калифорнии, США. В 1933, 1934, 1935 и 1938 г. поляки победили в состязаниях Гордон-Беннетта.

● ПЗЛ-Мелец резервировал названия своих самолетов М-18 **Дроматер** и М-15 **Бельфегор** и рисунок верблюда, как товарные знаки.

● В 1978 г. **сельскохозяйственные вертолеты Ми-2** Отделения Авиационных Услуг ПЗЛ-Свидник провели работы на поверхности 412 672 га, выполняя 124 812 полетов. В общем израсходовалось 66 940 т минеральных удобрений и 3810 т средств защиты растений. В среднем каждый вертолет обработал 40 тыс. га разбрасывая 3398 т минеральных удобрений и 191 т средств защиты растений.

● Организация европейско-американских журналов международной торговли признала 26 марта т.г. в Париже **Международный Приз Экспорта — 1979** польскому Предприятию Внешней Торговли Авиапромышленности ПЭЗЭТЭЛЬ.

● **Soviet delegation visits factories of Polish aircraft industry:** Soviet delegation headed by Deputy Minister of Aircraft Industry M. S. Michajlov and Deputy Minister of Civil Aviation J. S. Razumovski visited Poland in March, invited by the Minister of Machine Building Industry Aleksander Kopeć. They visited chief plants like the PZL-Mielec, PZL-Rzeszów, PZL-Swidnik and PZL-Warszawa II. Discussions concerned the state of realization of the intergovernmental agreements, especially in the scope of the production startup of An-28 commuter airliner, further deliveries of M-15 agricultural airplanes, the development of production of units for Il-86 aerobus and the preparation of W-3 multi-purpose helicopter for production. The result of the visit was further broadening of cooperation between aircraft industries of both countries.

● In March the WSK PZL-Swidnik factory sent the first set of ailerons and a subsequent lot of rudders and elevators for **Il-86 aerobus** to the Soviet Union.

● **Polish mobile lounge in service test:** In March, LOT Polish Airlines started to test a mobile lounge intended to carry passengers from the door of the passenger terminal to aircraft parting positions. This specialized bus shall have a low deck, large door and roomy space. The prototype had been built by Sanok Motocar Factory (SFA), using a truck tractor, Star 200, and a semi-trailer remodelled from the body of the Berliet bus. The bus shall transport 100 persons. LOT is in demand for about 25 units. If the test results are satisfactory, SFA will undertake the production.

● **Mi-2 helicopter** uses only 100 liters of concentrated chemicals for spraying apple trees: Trials conducted by the Institute of Pomiculture and the Aerial Application Service of the PZL-Swidnik showed a considerable reduction of concentrated chemicals per 1 hectare when spraying apple trees from the air. The amount of chemicals used for spraying with ground equipment (Sleza 1002) was so high as 1500 liters.

● In connection with granting Soviet certificate to the **PZL M-15** airplane, an official **completion of the development work** on the plane took place at the PZL-Mielec plant 4th April. On the occasion the plant was visited by the Ambassador of the Soviet Union Boris Aristov, Minister of the Machine Building Industry Aleksander Kopeć and top officials of the PZL Aircraft and Engine Industry Association. Most of the M-15 planes out of the 100 units built were exported to the Soviet Union. On 4th April a subsequent lot of 6 units flew to the Soviet Union.

● Zerań Motorcar Factory (FSO) in Warszawa founded a sport **free balloon named „Polonez”** of 1000 cu.m. capacity. The balloon was made by Polsport plant in Wielkopolska District. Polonez will serve as a publicity object to advertise FSO products.

● **James Gordon Bennett Cup started up again after 40 years interruption:** International free-ballooning competition was organized on 26th May in Long Beach, California. Two Polish balloon pilots Stefan Makne and Hieronim Kosmowski of Poznań participated. Polish pilots were the winners in 1933, 1934, 1935 and 1938.

● **Dromader and Belphegor — registered trade marks:** PZL-Mielec plants has registered the names of the M-18 Dromader and M-15 Belphegor airplanes and also the image of the dromadery.

● **Mi-2 helicopters in aerial application work:** In 1978, Mi-2 agricultural helicopters of the Aerial Application Service of the PZL-Swidnik conducted application work over an area of 412 672 hectares, making 124 812 flights. They spread a total of 66 940 tons chemical fertilizers and 3810 tons plant pesticides. Each one helicopter treated 40 thousand hectares with 3398 tons fertilizers and 191 tons plant pesticides.

● **International Award to Export 1979:** The Publishing Organization grouping European — American journals of the foreign trade granted an International Award to the Polish PEZETEL Foreign Trade Enterprise on 26th March in Paris.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004
Tel. 27-25-41

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
Lotniczy dorobek 35-lecia PRL	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja szybowców i ich ceny, produkcja motoszybowców i ich ceny	4
W. Waśkowski: Odrzutowe samoloty treningowo-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (VIII)	5
J. Chodorowski, A. Ciszewski, T. Radomski: Właściwości stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging)	9
KARTOTEKA TLiA: British Aerospace FRS Mk 1 Sea Harrier — W. Brytania	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Problemy eksploatacyjne konstrukcji (II)	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie napisy i tabliczki (I)	21
J. Zwierzyński, A. Zwierzyński: Systemy komputerowe w liniach lotniczych (II) (PROBLEMY LOT)	22
PROTOTYPY: Aerospatiale AS.332 Super Puma — Francja	25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	26
Mgr Włodzimierz Waśkowski — Z.B. (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	27
A. Tarnogrodzki: Naddźwiękowy przeciwprądowy rozpylacz cieczy i proszku	28
PROJEKTY: Schapel Super Swat — USA	29
A. Glass: Jak-17 — pierwszy odrzutowiec polskiego lotnictwa (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30

Na okładce: Zlin 526 AFS — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO
SIGMA
ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:
mgr inż. **Andrzej Glass**

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:
mgr inż. **K. Dąbrowski**, dr inż. **A. Gołędziński**, mgr inż. **A. Kardymowicz**, mgr inż. **W. Kordziński**, dr inż. **J. Morawski**, inż. **K. Szumielewicz**, mgr inż. **J. Staszek**

Rada Programowa:
mgr inż. **M. Augustynowicz**, mgr inż. **A. Glass**, dr inż. **H. Grzegorzczak**, mgr inż. **J. Grzegorzewski**, mgr inż. **F. Gwiżdż**, dr inż. **B. Jancelewicz**, mgr inż. **E. Kołodziński**, dr inż. **T. Kostia**, mgr inż. **J. Kowalczyk**, mgr inż. **T. Królikiewicz** (przewodniczący), mgr inż. **R. Legięcki**, mgr inż. **A. Misiorek**, mgr **Z. Pawlak**, inż. **R. Woliński**.

Zakł. Graf. „Tamka”, Zakład nr 1. W-wa. Zam. 13-736/79. Nakład 4950 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. C-115.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

Training-Combat Jet Aircraft of the Last 25 Years, Part VIII

A successive article on new training — combat aircraft discusses the reasons of undertaking works on the CASA C-101 airplane by Spanish CASA and its coopartners, the Northrop and the MBB; the airplane design philosophy, course of development and flight tests as well as the power plant and its effect on the overall dimensions of the machine; also, training plan for Spanish military pilots; and possibilities of marketing and selling CASA C-101 planes.

CHODOROWSKI J., CISZEWSKI A., RADOMSKI T.

Properties of Maraging Steels

The article discusses the genesis and present state of high-strength maraging steels. Requirements as regards their chemical compositions, and mechanical and physical properties have been given. Particular attention has been paid to technological properties of the steels, especially to their suitability for hot and cold working, heat treatment, machining, welding and soldering.

ZWIERZYŃSKI J., ZWIERZYŃSKI A.

Computer Control Systems in Air Lines (II)

The fast growing number of passengers carried as well as the difficulties in handling them by traditional methods, have forced air carriers to undertake a costly automation of data processing in the commercial aviation. The article describes the magnitude of the invested means and plans for the near future.

TARNOGRODZKI A.

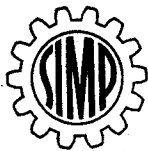
Supersonic Distributor of Powders and Liquids

This is a presentation of design solutions of a gas dynamic atomizer which can be used in agriculture, specially for spraying cultures, humidifying air and suchlike.

GLASS A.

Yak-17, First Jet of the Polish Aviation

The Yak-17 was the first jet plane of the Polish military aviation, put into service in 1950. The history of its development and use in Poland in a single- and two-seat version is presented. A technical description is also given.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV LIPIEC 1979

TECHNIKA

7'79

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Lotniczy dorobek 35-lecia PRL

Jak nasze lotnictwo rosło w siłę przez 35 lat rozwoju PRL?

W wyzwolonym spod okupacji w latach 1944–1945 kraju, zniszczonym i ogołoconym z urządzeń technicznych, lotnictwo trzeba było tworzyć od podstaw.

Ludowe Lotnictwo Polskie, które przeszło chrzest bojowy pod Werką w sierpniu 1944 r., w chwili zakończenia wojny liczyło już 550 samolotów bojowych, czyli dwukrotnie więcej niż polskie siły lotnicze w 1939 r. Dzięki pomocy Związku Radzieckiego w sprzęcie i fachowcach — szybko nadrobiliśmy zaległości. W ciągu 35-lecia lotnictwo wojskowe rozbudowało się i bardzo unowocześniło. Spośród osiągnięć technicznych należy wymienić wprowadzenie samolotów odrzutowych poddźwiękowych, następnie naddźwiękowych i o zmiennej geometrii, samolotów turbośmigłowych, śmigłowców, rakiet oraz nowoczesnych środków naprowadzania.

Lotnictwo komunikacyjne rozpoczęło w 1944 r. swą działalność od lotów kuriersko-pocztowych na kilkunastu Kukuruznikach, a w 1945 r. dysponowało dziesięcioma Li-2, nie mając budynków portowych, urządzeń lotniskowych i zaplecza technicznego. Zakupy sprzętu w ZSRR i pomoc lotnictwa wojskowego umożliwiły szybki rozwój LOT-u. Rozpoczynając po wojnie swą działalność LOT mógł wszystkimi swoimi samolotami równocześnie przewieźć 420 pasażerów na odległość 200 km w ciągu godziny. Dziś łączna pojemność samolotów LOT-u wynosi 3870 pasażerów, zaś prędkość przelotowa 800 km/h. Zdolność przewozowa LOT-u wzrosła więc 35-krotnie. W okresie 35-lecia LOT otrzymał samoloty turbośmigłowe, a następnie odrzutowe, pojemność samolotu wzrosła z 20 do 168 pasażerów, przewozy wzrosły z 44 tys. do 1,8 mln pasażerów rocznie. Linie LOT-u dotarły do Afryki, Ameryki i krańców Azji.

Rozwinęło się lotnictwo sanitarne i rolnicze. Powstały ośrodki szkolenia personelu latającego dla LOT-u i agrolotnictwa. Politechnika Rzeszowska, prócz Warszawskiej, szkoli inżynierów lotniczych.

Nasz przemysł lotniczy rozpoczął po wojnie działalność w zakładach pozbawionych obrabiarek lub zburzonych. W

1945 r. zostały zbudowane pierwsze prototypy naszych powojennych samolotów. W 1948 r. przemysł lotniczy wyprodukował 25 samolotów i 110 szybowców — zatrudniając 2500 pracowników. Dziś Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL w swych 21 przedsiębiorstwach zatrudnia 96 tys. pracowników dając produkcję roczną o wartości ponad 30 mld zł. W pierwszych latach po wojnie produkowaliśmy samoloty drewniane i konstrukcji mieszanej. Od 1952 r. produkujemy samoloty odrzutowe, od 1956 r. — śmigłowce. Obecnie nasz przemysł produkuje samoloty metalowe, a szybowce — laminatowe. Przemysł ten w dziedzinie samolotów rolniczych i szybowców zajmuje drugie miejsce w świecie, w dziedzinie śmigłowców — piąte, zaś w produkcji samolotów wielozadaniowych i lekkich znajduje się w czołówce europejskiej.

Sport lotniczy rozpoczął po wojnie działalność dysponując niedużą liczbą szybowców pozostawionych przez okupanta i setką Kukuruzników otrzymanych od wojska. W 35-leciu rozwinęły się wszystkie dziedziny sportu lotniczego i we wszystkich dziedzinach nasi sportowcy sięgali po laury na zawodach międzynarodowych oraz mistrzostwach świata. Dzięki Jaskółkom, Bocianom, Fokom, Zefirom i Jantarom nasi szybownicy zdobyli 9 tytułów mistrzów i wicemistrzów świata i dużą liczbę odznak diamentowych. Sukcesy odnoszą modelarze i spadochroniarze. W ostatnich latach nasz sport samolotowy zaczął odnosić sukcesy na Wilgach w zawodach międzynarodowych i mistrzostwach świata. Rozwija się też sport balonowy i lotniarstwo.

W rozwoju naszego lotnictwa pomaga prasa lotnicza i wydawnictwa książkowe.

W ciągu 35 lat PRL nasze lotnictwo dokonało ogromnego kroku naprzód i poważnie się rozwinęło. Odgrywa ono coraz większą rolę w gospodarce kraju — przyczyniając się do jego coraz szybszego rozwoju. Przyzwyczajeni do sukcesów naszego lotnictwa często nie zauważamy jak wielką drogę przebyło ono pod kierunkiem Partii i przy bratniej pomocy Związku Radzieckiego.

A.G.



● W marcu br. na zaproszenie ministra Przemysłu Maszynowego, Aleksandra Kopcia, odwiedziła zakłady polskiego przemysłu lotniczego delegacja radziecka pod przewodnictwem wiceministrów Przemysłu Lotniczego M. S. Michajłowa i Lotnictwa Cywilnego J. S. Razumowskiego. Delegacja odwiedziła główne wytwórnie polskiego przemysłu lotniczego: PZL-Mielec, PZL-Rzeszów, PZL-Swidnik i PZL-Warszawa II. Podczas wizyty omówiono stan realizacji międzyrządowych porozumień w dziedzinie przemysłu lotniczego, w szczególności w zakresie uruchomienia produkcji samolotu lokalnej komunikacji An-28, dalszych dostaw samolotów rolniczych M-15, rozwoju produkcji zespołów do aerobusu Il-86 oraz przygotowań do produkcji śmigłowca wielozadaniowego W-3. Wynikiem wizyty było dalsze rozszerzenie współpracy przemysłów lotniczych obu krajów.

● W marcu br. z wytwórni WSK PZL-Swidnik wysłano do Związku Radzieckiego pierwszy komplet lotek oraz kolejną partię sterów kierunku i wysokości do aerobusu Il-86.

● W marcu br. Polskie Linie Lotnicze LOT zaczęły przeprowadzać próby eksploatacyjne polskiego autobusu płytowego, tzn. do przewozu pasażerów od drzwi dworca lotniczego po płycie lotniska do samolotu. Autobus tego rodzaju musi mieć nisko podłogę, dużo drzwi i dużą pojemność. Prototyp autobusu wykonała Sanocka Fabryka Autobusów SFA wykorzystując ciągnik siodłowy Star 200 i naczępę przerobioną z nadwozia autobusu Berliet. Pojemność autobusu — 100 osób, LOT potrzebuje około 25 takich autobusów. Jeśli próby wypadną pozytywnie, SFA podejmie ich produkcję.

● Próby wykonane przez Instytut Sadownictwa i Wydział Usług Agrolotniczych PZL-Swidnik wykazały, iż przy opryskiwaniu jabłoni, przy tej samej skuteczności, na 1 ha sadu przy zastosowaniu śmigłowca Mi-2 zużywa się 100 l stężonych środków chemicznych, a przy użyciu aparatury naziemnej Słęza 1002 aż 1500 l.

● W dniu 4 kwietnia br., w związku z przyznaniem certyfikatu radzieckiego dla samolotu PZL M-15, odbyło się w PZL-Mielec oficjalne zakończenie cyklu prac rozwojowych nad tym samolotem. Z tej okazji wytwórnie odwiedził ambasador ZSRR w Polsce Boris Aristow w towarzystwie ministra Przemysłu Maszynowego Aleksandra Kopcia oraz kierownictwa Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL. Na około 100 zbudowanych samolotów M-15, większość eksportowano do ZSRR. W dniu 4 kwietnia odleciała do ZSRR kolejna partia tych samolotów licząca 8 szt.

● Fabryka Samochodów Osobowych na Żeraniu w Warszawie ufundowała sportowy balon wolny „Polonez” o pojemności 1000 m³. Balon wykonały w br. wielkopolskie zakłady Polsport. Balon ma służyć m. in. do reklamowania FSO.

● Po 40 latach przerwy zostały reaktywowane międzynarodowe zawody balonów wolnych o puchar Gordon-Bennetta. Zostały one zorganizowane 26 maja br. w Long Beach w Kalifornii w USA. Wzięli w nich udział polscy baloniarze z Poznania: Stefan Makne i Hieronim Kosmowski. W la-



Rys. PZL-104 Gelatik PK-DGC przedsiębiorstwa Deraya, czyli Wilga 32 produkcji indonezyjskiej

tach 1933, 1934, 1935 i 1938 Polacy odnieśli zwycięstwa w zawodach Gordon-Bennetta.

● PZL-Mielec zastrzegł nazwy swych samolotów M-18 Dromader i M-15 Belphegor oraz rysunek wieloblada jako zastrzeżone znaki towarowe.

● W 1978 r. śmigłowce rolnicze Mi-2 Wydziału Usług Agrolotniczych PZL-Swidnik przeprowadziły zabiegi na obszarze 412 672 ha wykonując 124 812 lotów. Łącznie rozpyliły 66 940 t nawozów sztucznych i 3810 t środków ochrony roślin. Średnio każdy śmigłowiec Mi-2 w ub. r. obsłużył 40 tys. ha rozsypując 3398 t nawozów i 191 t środków ochrony roślin.

● Organizacja wydawnicza grupująca europejsko-amerykańskie czasopisma handlu zagranicznego przyznała 26 marca br. w Paryżu International Award to Export 1979 (Międzynarodową Nagrodę Eksportu — 1979) polskiemu Przedsiębiorstwu Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL.



FRANCJA

● Do 1.12.1978 r. firma Dassault-Breguet dostarczyła już 512 samolotów rodziny Falcon-Mystere, w tym 383 samoloty Falcon 20, 117 samolotów Falcon 10. Łącznie zamówienia na samoloty rodziny Falcon wynoszą: 662 szt. (w tym 77 trzysilnikowe Falcon 50, przeznaczone do transportu na duże odległości — ostatnio Falcon 50, który jeszcze nie wszedł do produkcji seryjnej przeleciał z pełnym obciążeniem z Chicago do Paryża w ciągu 8 godzin), 435 samolotów Falcon 20 i 150 małych dyspozycyjnych Falcon 10.

● Pierwsza partia francuskich samolotów myśliwsko-bombowych Super Etendard przeznaczonych dla lotników zeszła z taśm produkcyjnych w marcu 1979 r. Poza tym od maja 1979 r. tempo produkcji samolotów Super Etendard będzie wynosiło po 2 szt. miesięcznie. Seria zamówionych (71 szt.) ma być gotowa jesienią 1981 r.

● W ciągu ostatnich 20 lat wytwórnia Dassault-Breguet sprzedała 1580 bojowych samolotów rodziny Mirage III i 5, a w ostatnich 3 latach 500 nowych samolotów

bojowych F-1. Firma spodziewa się, iż najnowszy samolot bojowy (ponownie z płatem delta) Mirage 2000 będzie cieszył się w sprzedaży nie mniejszym powodzeniem.

● Airbus Industrie otrzymało nowe duże zamówienie na 11 samolotów Airbus A-300-4-200 od włoskiego przewoźnika lotniczego. Samoloty te będą wyposażone w silniki General Electric CF-6-50 C-2 produkowane w kooperacji przez General Electric i francuską SNECMA (33% udziału w wartości silnika). Do 1.12.1978 r. łączne zamówienia na Aerobusy A-300 przekroczyły już liczbę 165 szt.

● Nowy francuski samolot bojowy Mirage 4000 produkowany przez Dassault-Breguet na własny koszt, wyposażony w dwa silniki odrzutowe SNECMA M-53 rozpoczął próby naziemne. Oblot samolotu odbył się w marcu 1979 r.

● Do 1.1.1979 r. francuska firma Aero-spatiale sprzedała łącznie 600 średnich śmigłowców SA-330 Puma i SA-331 (odmiana rozwojowa) i dostarczyła 541 szt. do 42 krajów. Ostatnio coraz więcej klientów nabywa Puma służące do obsługi morskich stanowisk wydobywczych ropy. „Off shore Puma” zostały sprzedane w ilości 65 szt., z których już dostarczono 50 szt.

● Francuski producent śmigłowców firma Aero-spatiale z Marignane obliczył korzyści wynikające z zastosowania materiałów zespolonych do produkcji łopatek wirników (m.in. wyprodukował już 1000 takich łopat do 80 śmigłowców Puma). Przy zastosowaniu łopat z kompozytów prędkość przelotowa wzrasta o 32 km/h, masa startowa zwiększa się przy tym samym udźwigu paliwa o 400 kg, zużycie paliwa maleje o 5%, okres międzyremontowy wzrasta do 7000 h (oblicza się, iż w przypadku łopat metalowych wynosi on 2000 h) a koszt eksploatacji na godzinę lotu jest 3 razy niższy niż przy użyciu łopat metalowych.

● W roku poprzedzającym jubileusz 40-lecia istnienia (1938-1978) Turbomeca sprzedała swoje silniki za 930 mln fr. (ok. 200 mln dol.) w liczbie 900 szt., w tym: 689 turbiniowych silników śmigłowcowych, 201 silników odrzutowych do samolotów i pocisków, 6 silników turbośmigłowych i 12 turbiniowych silników przemysłowych.

● Salon Aeronautyczny „Le Bourget'79” został otwarty 8 czerwca 1979 r. Pierwszy dzień przeznaczono wyłącznie dla prasy. Dla gości — specjalistów pokazy odbywały się codziennie od 9.30÷18.00. Od 11÷17 czerwca (data zamknięcia Salonu) publiczność była dopuszczana wyłącznie w godzinach 12.30÷18.00.

● Zgromadzenie Narodowe Francji wyraziło zgodę na wykupienie przez państwo 21% udziałów firmy Dassault-Breguet. Wiosną odbyła się debata we francuskim parlamencie w sprawie utworzenia holdingu składającego się ze wszystkich większych francuskich przedsiębiorstw przemysłu lotniczego, której głównym akcjonariuszem ma być państwo (przypomina się, iż do francuskiego państwa już należą: największy francuski producent płatowców i pocisków oraz sprzętu kosmicznego, tj. Aero-spacia, oraz największy producent silników lotniczych SNECMA).

Przyczyną są trudności budżetowe, które nie pozwalają wydatkować 325 mln dol. na ten program. Natomiast rząd Szwecji zamierza zlecić opracowanie nowego samolotu treningowo-bojowego (BL-3A ma być przede wszystkim samolotem bojowym, odmiana treningowa była traktowana jako ponfocnicza) oznaczonego SK-38. Jego odmiana bojowa ma mieć oznaczenie A-38. Rezygnacja z programu BL-3A zmusi projektanta — firmę Saab — do poważnej redukcji personelu technicznego i projektującego. Decyzja w sprawie realizacji programu SK/A-38 ma zapaść w 1979 r.



USA

● NASA (Amerykańska Agencja Lotnicza i Astronautyczna) prowadzi ostatnio badania tunelowe nad aerodynamiką samolotów rolniczych, zbiornikami do chemikaliów oraz metodą eksploatacji samolotów. M.in. bada również założenia konstrukcyjne polskiego samolotu M-15 Belphegor. NASA stwierdziła, iż M-15 przeznaczony jest do rozsiewu 247 kg chemikaliów na 1 akr (4500 m²), podczas gdy najbardziej wydajny z amerykańskich samolotów rolniczych rozsiewa tylko 165 kg na akr. Ponadto smuga rozsiewu z samolotu M-15 ma szerokość 30 m, a amerykańskiego samolotu tylko 12 m.

● Cessna wypuściła na rynek nową odmianę samolotu rolniczego oznaczonego AgHusky wyposażonego w silnik z turbodoładowaniem Teledyne Continental TS 10-520T o mocy 233 kW (310 KM). AgHusky ma mieć znacznie lepsze osiągi niż jego poprzednik AgWagon oraz ma być znacznie łatwiejszy w obsłudze i w pracach konserwacyjnych. Wiadomo, iż AgHusky ma rozbieg 420 m, a dobieg — 130 m.

● Firma Ayres, która przyjęła produkcję rolniczych samolotów Thrush i częściowo wyposaża je w turbinowe zespoły napędowe zapowiedziała, iż przygotowuje do certyfikatu dwumiejscową odmianę tego samolotu. Wyjaśniając przyczynę tej decyzji, właściciel firmy — F. Ayres — podał, iż połowa użytkowników rolniczych samolotów Thrush jest zainteresowana w wyposażeniu samolotu w dwa miejsca, ma on służyć nie tylko do szkolenia nowych pilotów, lecz również do obserwacji wykonywanych prac. Drugie miejsce jest wmontowywane do standardowego samolotu Thrush. Dwumiejscowe samoloty Thrush będą napędzane w zależności od zamówienia silnikami tłokowymi i turbośmigłowymi. Według opinii NASA, która prowadziła badania w tunelach aerodynamicznych obu odmian samolotów Thrush, dwumiejscowa odmiana ma lepsze własności lotne.

● Rozpoczęły się próby w locie pasażerskiego samolotu Lockheed L-1011-500 przeznaczonego do przelotów długodystansowych (9800 km). Jest to najnowsza odmiana samolotu TriStar. Wyposażono ją w trzy najnowsze silniki Rolls-Royce 211-524 o ciągu po 22 600 daN. Samolot przewidziany jest do przewozu 230 pasażerów. Lockheed już otrzymał zamówienia potwierdzone na dostawę 24 szt. L-1011-500 i 23 zamówienia opcyjne.

● Nie słabnie powodzenie samolotów B-747 Jumbo-Jet. Od początku produkcji do

stycznia 1979 r. Boeing sprzedał już 433 Jumbo-Jet, z czego dwie sztuki Chinom Ludowym, które dostarczył latem 1979 r. W 1978 r. Boeing sprzedał aż 76 Jumbo-Jetów.

● EX-IMBank Stanów Zjednoczonych udzielił francuskiemu przewoźnikowi kredytu w wys. 16 mln dol. na zakup kolejnego samolotu pasażerskiego Boeing B-747-228. Air France z własnych funduszy wpłaci Boeingowi dalsze 10 mln dol., pozostała należność zostanie pokryta przez francuskie banki. Cena B-747-228 wynosiła w 1978 r. 52 mln dol. Dostawa zakupionego samolotu przewidziana jest na początek 1980 r.

● Prezes linii Boeing w swojej prognozie przewiduje, iż w okresie najbliższych pięciu, sześciu latach wartość sprzedanych samolotów pasażerskich (poza krajami socjalistycznymi) wyniesie ponad 80 mld dol. Z tego połowę zakupią Stany Zjednoczone, jedną czwartą kraje zachodnioeuropejskie i jedną czwartą reszta świata.

● Zakończono zostały próby kwalifikacyjne największego morskiego śmigłowca krajów zachodnich — amerykańskiego CH-53E Super Sea Stallion, napędzanego trzema silnikami turbinowymi o łącznej mocy 9975 kW (13 300 KM) podczas, gdy dotychczasowa moc zainstalowanych silników w Sea Stallion liczyła 8715 kW (11 700 KM). Masa startowa CH-53E wynosi 33 370 kg. Udźwąg handlowy śmigłowca — 18 000 kg. CH-53E wejdzie na wyposażenie Marines w maju 1980 r.



W. BRYTANIA

● Działalność firmy Rolls-Royce. Firma Rolls-Royce zatrudniała w 1978 r. 56 700 osób, z czego w centrali 350 osób, w dziale lotniczym — 51 850, w dziale silników przemysłowych i morskich — 2270 i za granicą — 2800 osób. Wytwórnie firmy (w nawiasach profil produkcyjny): Bristol (Olympus, Viper, RB-199, Pegasus), Derby (RB-211, Adour, Spey, Dart, Tyne), Leavehead (Gem, Gnome, Nimbus, APU, Artouste). Rolls-Royce dysponuje w świecie 70 ośrodkami naprawczymi, wyposażonymi w 140 000 części zapasowych. Dotychczas w Rolls-Royce wyprodukowano 77 000 silników turbinowych różnych klas. W silniki RR są wyposażone 8152 samoloty wojskowe (63 typy), 1618 samolotów pasażerskich liniowych, 850 samolotów dyspozycyjnych. Wartość sprzedaży silników turbinowych Rolls-Royce wyniosła w 1977 r. 704 mln funtów, tj. ok. 1,5 mld dol., z czego na silniki lotnicze przypadło 84,2% całości sprzedaży, reszta na części zamienne i remonty. Na badania Rolls-Royce poświęca średnio ok. 10% wartości rocznej sprzedaży, nie licząc dotacji państwowych. Wartość eksportu sięga średnio 45÷49% wartości całkowitej sprzedaży.

● Już 815 samolotów Britten-Norman Islander znajduje się w eksploatacji w 118 krajach.

● W dniach 6÷8.09.1978 r. w Cranfield, Bedfordshire W. Brytania odbył się szósty pokaz samolotów lekkich i dyspozycyjnych (Flight Business and Light Aviation Show). Na pokazie były prezentowane samoloty dyspozycyjne z napędem odrzutowym i turbośmigłowym, taksówki powietrzne, samoloty klubowe, samoloty treningowe, samoloty rolnicze, jak również akcesoria do wszystkich typów samolotów lekkich i dyspozycyjnych.



IRAN

● Wskutek zaburzeń rewolucyjnych w tym kraju lotnictwo irańskie zrezygnowało z zakupu zamówionych samolotów bojowych F-14 i F-16 oraz z samolotów wczesnego rozpoznania elektronicznego i elektronicznego przeciwdziałania — amerykańskich AWACS.



KANADA

● 8 listopada 1978 r. odbył się, po 5 miesiącach prób naziemnych, pierwszy lot samolotu dyspozycyjnego CL-600 Challenger (dawna nazwa Lear-Jet 600). Samolot jest napędzany dwoma silnikami Avco-Lycoming po 3400 daN. Przed uzyskaniem certyfikatu Challenger ma jeszcze odbyć 1200 h prób w locie.



RFN

● W dalszym ciągu dynamicznie rozwija się największa zachodniemiecka wytwórnia silników lotniczych MTU. W 1977 r. MTU sprzedała swoje wyroby za 450 mln DM (1 dol. = 1,7 DM) oraz dostała nowe zamówienia na sumę 889 mln DM na dostawę silników śmigłowcowych do rodziny śmigłowców Bo-105. Do połowy 1978 r. wartość portfela zamówień MTU wzrosła do 1100 mln DM. MTU zatrudniała w 1978 r. 5819 pracowników.



SZWECJA

● Minister Obrony Szwecji oświadczył na ostatniej sesji parlamentu, iż pomimo dokonanych już poważnych nakładów na prace rozwojowe nad bojowo-treningowym samolotem II generacji BL-3A, rząd Szwecji rezygnuje z realizacji tego programu.



Produkcja szybowców i ich ceny

Wytwórnia i typ	Doskonałość	Produkcja			Zbudowano do 1978 r. (+zamówione)	Cena	
		1975	1976	1977		1977	1979
Argentyna							
Aero Saladillo Lenticular	32	—	12	...	12 (+8)		
Brazylia							
IPÉ Quero Quero II	28	—	—	14	14 (+14)		
CSRS							
LET L-13 Blanik	28	200	180	170	2450	14 600 dol.	
Finlandia							
Pik-20B	41	70	79	— ^z	149		
Pik-20D	42	—	30	70	100		18 100 dol.
Francja							
CARMAM JP-15-36 A/AR	37	—	3	24	27		
SIREN E-75 Silene	35	1	3	2	6 (+34)		
Lanaverre Std Cirrus	38	—	—	30	30 ^x		
Polska							
SZD-9 Bocian	26	43	38	27 ^z	645		
SZD-36 Cobra	38	48	47	37 ^z	293		
SZD-30 Pirat	34	159	79	72	780		
SZD-41 Jantar Std	40	9	41	39	97		
SZD-42 Jantar 2	50	3	5	13	23		
SZD-50 Puchacz	30	—	1	1	2 (+50)		
RFN							
Glaser-Dirks DG-100	39	40	40	20	100		
Glaser-Dirks DG-100G	39	—	10	5	15		
Glaser-Dirks DG-200	42	—	—	20	20 (+10)		
Glasflügel Hornet	38	—	82	6	88		
Glasflügel Mosquito	42	—	10	80	90 (+50)		37 590 DM
Grob Astir CS	38	120	250	180	550 (+160)		
Grob Twin Astir	38	—	—	120	120 (+130)		37 584 DM
Grob Speed Astir II	41	—	—	—	(+50)		32 185 DM
ISF Mistral	35	—	1	6	7		
Rolladen Schneider LS-1f	39	90	70	— ^z	240		
Rolladen Schneider LS-3	40	—	10	120	130 (+70)		
Schempp-Hirth Nimbus 11	49	35	25	31	166	24 500 dol.	67 200 DM
Mini Nimbus	42	—	—	60	60 (+140)		44 625 DM
Janus	39	9	30	22	62		56 800 DM
Schleicher ASK-13	28	...	41	129 ^z	700		32 400 DM
ASW-19	38	1	12		16 500 dol. ^y
ASW-20	43	—	—	1	1		36 500 DM
ASW-21	34	—	—	—	...		
Rumunia							
IS-28B	34	20	40	40	100		
IS-29D	38	30	15	15	60	11 700 dol.	14 500 dol. ^y
Szwajcaria							
Pilatus B-4 PC 11	35	25	40	40	330	13 500 dol.	
W. Brytania							
Swales SD-3-15	36	4	—	—	4		
Shingsby Vega	42	—	—	1	(+48)		10 300 dol.
Włochy							
Caproni Calif A-21S	42	...	5	...	50		
USA							
Schweizer SGS 1-26	23	35	15	15	675	11 500 dol.	12 995 dol.
Schweizer SGS 2-33	22	55	45	35	510	10 000 dol.	15 495 dol.
Schweizer SGS 1-35	39	25	20	10	85		18 750 dol.

Uwagi: z — produkcja zakończona, — nie produkowane, ... brak danych, (+) — zamówienia, x — ponadto 700 w RFN, y — cena na rynku USA

Produkcja motoszybowców i ich ceny

Wytwórnia i typ	Produkcja			Zbudowano do 1978 r.	Cena	
	1975	1976	1977		1977	1979
Austria						
Alpa AVO 68V Samburo	—	—	15	15		
Brditschka HB-21	4	4	—	12		
Polska						
SZD-45A Ogar	4	16	15	47		
RFN						
Scheibe SF-25C Motorfalke	40	40	40	230		17 000 dol.
Scheibe SF-25E Super Falke	25	10	5	43		20 000 dol.
Scheibe SF-28 Tandem Falke	—	—	6	90	20 500 dol.	20 000 dol.
Rumunia						
IS-28 M2	—	1	7	8		18 000 dol.

Odrzutowe samoloty treningowo-bojowe bieżącego ćwierćwiecza (VIII)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

W kolejnym artykule dotyczącym nowych samolotów treningowo-bojowych omówiono: powody podjęcia prac nad samolotem CASA C-101 przez hiszpańskie przedsiębiorstwo CASA i jego współników: firmy Northrop i MBB, założenia konstrukcyjne samolotu, przebieg prac rozwojowych i prób w locie, zespół napędowy samolotu i jego wpływ na zwiększenie gabarytów maszyny, plan szkolenia hiszpańskich pilotów wojskowych oraz możliwości zbytu i eksportu samolotów CASA C-101.

Hiszpański treningowo-bojowy samolot CASA C-101

W 1974 r. na światowym rynku treningowo-bojowych samolotów II generacji na etapie produkcji seryjnej znajdował się czeskosłowacki samolot L-39 Albatros (1968 r.; treningowa odmiana samolotu Alpha-Jet była już oblatana w 1973 r.), angielska, treningowa odmiana samolotu BAe Hawker Siddeley Mk-1 Hawk (1974 r.) oraz samolot produkcji amerykańskiej firmy Northrop 5-FB Tiger II, czyli dwuosobowy samolot F-5F, jedyny treningowo-bojowy samolot, którego prędkość w locie poziomym wynosi około $M=1$.

Również w 1974 r. niewielka hiszpańska firma produkująca sprzęt lotniczy przystąpiła do prac rozwojowych nad własnym typem odrzutowego samolotu treningowo-bojowego oznaczonego CASA C-101, chociaż było wiadomo, iż na rynku już wkrótce ukażą się rozwojowe odmiany istniejących samolotów tej kategorii, jak np. AerMacchi MB-339, następcą bardzo popularnego samolotu MB-326. Dlaczego zatem hiszpańska firma zdecydowała się podjąć walkę konkurencyjną z przedsiębiorstwami, które już miały zapewnić zbytni swój sprzęt? Czy dysponowała jakimiś atutami, które by z ekonomicznego punktu widzenia usprawiedliwiały podjęcie podobnej decyzji?

Zanim odpowiemy na te pytania, przedstawimy producenta samolotu CASA C-101. Polityka produkcyjna i ekonomiczna firmy CASA może nam wyjaśnić przyczynę decyzji tego przedsiębiorstwa.

Firma CASA

CASA (Construcciones Aeronauticas SA) powstała na przełomie lat 1972/1973 po wchłonięciu przedsiębiorstw Hispano Aviation (produkcja sprzętu latającego) i ENMASA — wytwórcy silników tłokowych i lotniczych. Udziałowcami CASA są: amerykański koncern Northrop i zachodniemieckie przedsiębiorstwo Messerschmitt-Boelkow-Blohn.

Odrzutowy samolot treningowo-bojowy CASA C-101 jest drugą własną konstrukcją hiszpańskiej firmy. Pierwszą z nich jest lekki turbośmigłowy samolot CASA C-212 budowany w sewilskich zakładach przedsiębiorstwa, który już uzyskał duże powodzenie rynkowe: do 1979 r. CASA sprzedała 150 sztuk Aviocarów! Należy to uznać za bardzo poważny sukces, zważywszy istniejącą konkurencję na rynku samolotów tej kategorii (do najpopularniejszych odbiorców samolotów Aviocar należą Indonezja, Jordania, Portugalia i kilka krajów Trzeciego Świata).

Produkcja własnych konstrukcji stanowi tylko wycinek działalności firmy: w 1976 r. sprzedaż na wewnętrznym, krajowym rynku wyniosła tylko 14 mln dol., tj. około 19% całej sprzedaży przedsiębiorstwa. Ponadto prace obsługowe i remonty wykonane dla potrzeb hiszpańskiego lotnictwa nie przekroczyły wartości 6 mln dol., tj. dalszych 6%, a działalność pozalotnicza CASA przyniosła jej 8,5 mln dol. Zatem wartość dostaw i usług dla rynku hiszpańskiego nie osiągnęła nawet 40% wartości całej działalności CASA (dokładnie 38,3%).

Duże wpływy osiągnęła firma z eksportu, którego wartość w 1976 r. przekroczyła 40 mln dol., a wraz z eksportowymi

pracami obsługowymi i remontami zagranicznych samolotów i silników 46 mln dol., co stanowi 61,7% wartości wpływów uzyskanych przez CASA w tym okresie.

Działalność eksportowa i poddostawy firmy CASA obejmują:

— usterzenie, luki do przedniego podwozia i przednie drzwi do aerobusów A-300-B,

— płyty do samolotów dyspozycyjnych Dassault-Breguet Falcon 10 (do 1979 r. CASA dostarczyła 130 kompletów),

— elementy przekładkowe i ulownicowe do samolotów pasażerskich McDonnell Douglas C-10, górne elementy usterzenia do samolotów Boeing Douglas C-10, płyty do pocisków morze-morze Matra Otto, Melara, Otomat,

— z dziedziny prac obsługowych i remontów: remonty samolotów US Air Force Phantom F-4 oraz, na zlecenie, pewne prace modyfikacyjne tych samolotów,

— w dziedzinie pozalotniczej: zderzaki i filtry paliwa dla przemysłu samochodowego Hiszpanii (krajowego i samochodów budowanych w tym kraju na licencji, jak Fiat-Seata, Renault, Volkswagen, i innych).

Czysty zysk CASA w 1976 r. wyniósł prawie 1 mln dol., a więc około 2% wartości wszystkich prac wykonywanych przez tę firmę. Jest to sporo, gdyż w tym roku CASA zainwestowała poważne sumy w oprzyrządowanie do produkcji samolotów CASA C-101 i Aviocar 212-200.

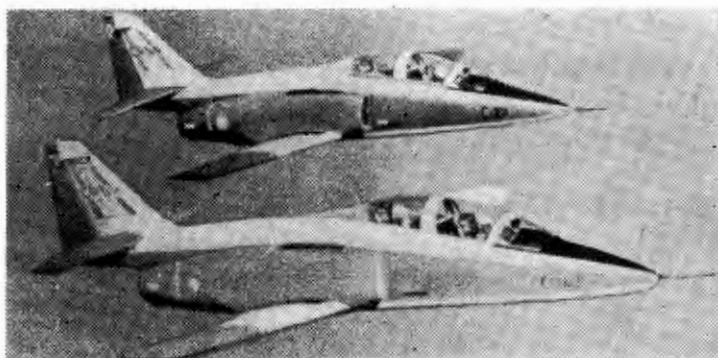
W 1976 r. CASA zatrudniała w swoich 6 zakładach prawie 8 tys. pracowników [1].

Przyczyny podjęcia prac nad CASA C-101

Z analizy przyczyn, które spowodowały podjęcie przez firmę CASA prac nad własnym typem odrzutowego samolotu treningowo-bojowego CASA C-101 wyłoniły się następujące przesłanki uzasadniające tę decyzję:

— Hiszpańskie lotnictwo wojskowe przystąpiło do modernizacji sprzętu (przykładowo samolotów myśliwskich na nowe francuskie samoloty myśliwsko-bombowe Mirage F-1). Użytkowane dotychczas odrzutowe samoloty treningowe, jak np. produkowane w Hiszpanii HA-220 — Saeta i HA-220 — Super Saeta oraz amerykańskie T-33, przestarzałe i o niewystarczających osiągnięciach, nie zapewniały możliwości odpowiedniego szkolenia pilotów wojskowych. Konieczne stało się albo nabycie za granicą nowych odrzutowych samolotów treningowych II generacji, albo też produkowanie ich w kraju. CASA wybrała tę drugą możliwość, jeszcze przed zleceniem hiszpańskiego lotnictwa wojskowego na przystąpienie do prac rozwojowych nad koncepcją tego sprzętu.

— Z bilansu firmy za 1976 r. wynika, że CASA jest nastawiona przede wszystkim na eksport swojej produkcji i usług. Ze względu na istniejący i wciąż jeszcze wzrastający popyt na odrzutowe samoloty treningowe oraz ich odmia-



Rys. 1. Dwa pierwsze prototypy samolotu CASA C-101 w locie

ny bojowe — CASA przedstawiała własne wyroby, o nieco gorszych osiągnięciach lecz tańsze o blisko połowę niż np. francuska treningowa odmiana samolotu Alpha-Jet. CASA uważa, iż istnieje duża szansa na eksport samolotów C-101 do państw dysponujących ograniczonymi środkami na zakup broni.

— CASA słusznie spodziewała się, iż uzyska w swych poczynaniach poważną pomoc od swoich współników-udziałowców: firmy Northrop i MBB. Oba wspomniane koncerny tej pomocy udzieliły. Dzięki temu prace rozwojowe nad samolotem CASA C-101 nie wymagały zbyt wielkich nakładów ze strony hiszpańskiego przedsiębiorcy. Według jednych źródeł wyniosły one 22 mln dol. [2], według innych — francuskich — 2200 mln dol. [3]. Sumy te wydają się mało prawdopodobne. Tak więc koszty prac rozwojowych nad CASA C-101 nie wymagały od firmy zbyt wielkich nakładów własnych, gdyż w bardzo dużej mierze wykorzystwała ona pomoc swoich zagranicznych udziałowców.

Prace rozwojowe nad CASA C-101

Kiedy firma CASA podjęła decyzję opracowania koncepcji, a następnie prowadzenia prac rozwojowych nad własnym odrzutowym samolotem (w pierwszej fazie treningowym, następnie treningowo-bojowym), знаła już założenia konstrukcji istniejących i projektowanych maszyn konkurencyjnych, a nawet w wielu przypadkach nie tylko ich parametry, lecz również osiągi wynikające z przeprowadzanych prób w locie.

Z tych powodów CASA postanowiła opracować odrzutowy samolot treningowy o odmiennych charakterystykach, a m.in. mniejszej prędkości przelotowej (do 740 km/h na wysokości 6100 m) i maksymalnej (do $M=0,67$ na wysokości 9750 m).

Równocześnie CASA postanowiła uprościć konstrukcję (dostęp do wszystkich ważniejszych zespołów płatowca i silnika), zwiększyć pojemność zbiorników z paliwem, wydłużyć żywotność płatowca i jego okresu eksploatacyjnego oraz obniżyć do minimum jego cenę i koszty prac obsługowo-remontowych.

W sierpniu 1974 r. CASA przystąpiła do studiów nad nowym samolotem. Dopiero w rok później, tj. 16.9.1975 r., hiszpańskie Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego (po zapoznaniu się z dotychczasowymi wynikami prac nad samolotem) zamówiło w firmie cztery płatowce przeznaczone do prób w locie i jeden do prób statycznych i zmeczeniowych.

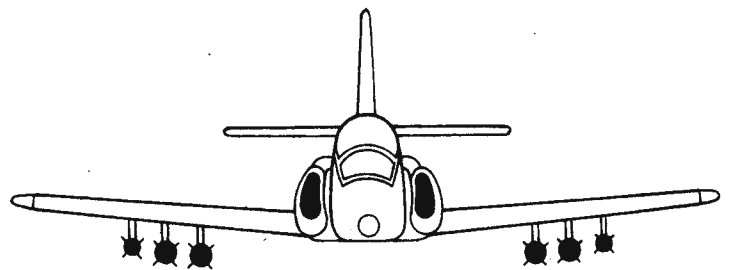
Francuzi określili CASA C-101 jako samolot prezentujący najnowsze osiągnięcia techniczne, zwłaszcza jeżeli chodzi o zespół napędowy; Hiszpanie jako pierwsi w świecie zastosowali w wojskowym samolocie cywilny dwuprzepływowy silnik, nie dokonując w nim żadnych poważniejszych modyfikacji [3].

Zespół napędowy, jego wpływ na gabaryty płatowca

Wybrano silnik z rodziny Garrett AiResearch 731, a mianowicie Garrett 731-2-2J o stopniu zmieszania wynoszącym 2,7, ciągu statycznym 1570 daN (1587 kg) oraz masie w stanie suchym — 329 kg, znany ze swej niezawodności oraz powszechnego stosowania. Silnik ma budowę modułową, czterostopniową sprężarkę i trzystopniową turbinę napędzającą wentylator. Wylot dyszy znajduje się poniżej usterzenia poziomego, co stanowi jego ochronę przed oddziaływaniem strug wydzielanego ciepła i równocześnie obniża poziom głośności.

Długość całego silnika wynosi 1260 mm, średnica wlotu powietrza — 760 mm, szerokość — 870 mm, a wysokość wraz z zespołem sterującym — 990 mm. Instalowanie silnika odbywa się od dołu kadłuba, podobnie jak i wymiana poszczególnych jego zespołów. Dostęp do silnika jest bardzo łatwy.

Zbiorniki paliwa mają dużą pojemność: zbiornik cen-



Rys. 3. Odmiana bojowa samolotu CASA C-101

tralny w kadłubie płatowca — 874 kg, zbiorniki w centralnych partiach płata — 446 kg, zbiorniki zewnętrzne na końcach skrzydeł łącznie — 520 kg. Napełnianie wszystkich zbiorników odbywa się pod ciśnieniem z wlewu umieszczonego przy prawym wlocie powietrza. Istnieje również możliwość wykorzystania siły grawitacji przy wypełnianiu tych zbiorników.

Duże wymiary silnika zdecydowały o gabarytach płatowca. Są one, w porównaniu z istniejącymi samolotami o podobnym przeznaczeniu, znacznie większe, gdyż konstruktorzy mogli wykorzystać wolną przestrzeń w kadłubie do zainstalowania bardzo pojemnego zbiornika, co, zdaniem Francuzów, umożliwiła uzyskanie zasięgu, jakiego żaden inny samolot tego rodzaju nie może osiągnąć.

Prace rozwojowe nad pierwszymi prototypami

Określenie samolotów CASA C-101 jako wyrobu hiszpańskiego jest o tyle usprawiedliwione, iż będzie on seryjnie produkowany w tym kraju, ale koncepcja nie pochodzi w całości od Hiszpanów.

Na etapie prac rozwojowych amerykański koncern Northrop brał udział w opracowaniu koncepcji samolotu, w pracach makietowych oraz zaprojektował wloty powietrza. Tyl-na część płatowca z usterzeniem była zaprojektowana i wykonana przez zakłady Messerschmitt-Boelkow-Blohm (MBB) w Augsburgu, a budowa będzie prowadzona w hiszpańskich zakładach w Getafe.

Duży wkład w projektowanie i budowę prototypów miały inne przedsiębiorstwa Stanów Zjednoczonych: Sperry zaprojektował i dostarczył zintegrowany zespół urządzeń sterowania samolotem, Collins całość urządzeń radionawigacyjnych, a Hamilton Standard, współpracujący z firmą Sperry, pozostałe zespoły elektroniczne. Angielska firma Dowty Group jest dostawcą zespołów podwoziowych i wyposażenia hydraulicznego wraz z firmą amerykańską Sterer Manufacturing Co., a brytyjski Martin-Baker jest dostawcą wystrzeliwanych foteli dla instruktora (strzelca pokładowego) i ucznia (pilota).

Próby aerodynamiczne odbywały się w tunelach aerodynamicznych w Lille (Francja), w Bedford (Anglia), tylko dmuchania przy małych prędkościach prowadziło przedsiębiorstwo hiszpańskie (tunel aerodynamiczny w Terrajon). Próby zmeczeniowe powierzono hiszpańskim zakładom CASA w Getafe, gdzie będzie produkowana część płatowca. Będą tam prowadzone także próby ciśnieniowe kabiny załogi, katapultowania, układu paliwowego oraz urządzeń radionawigacyjnych i elektronicznych.

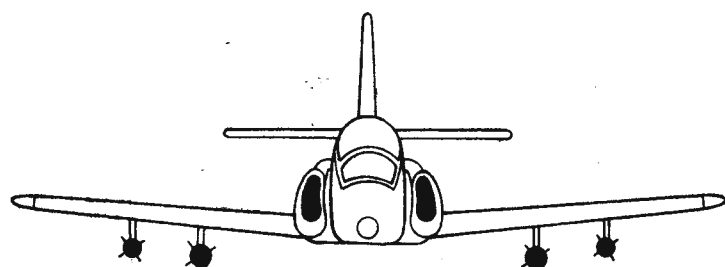
Mały zysk firmy CASA w 1976 r. należy przypisać dużym nakładom inwestycyjnym związanym z przewidywaną produkcją samolotu C-101. CASA w 1976 r. zakupiła urządzenia i obrabiarki sterowane numerycznie do produkcji elementów konstrukcyjnych płatowca. Zespoły przekładkowe z metalu oraz elementy do płatów (żywicę epoksydową i włókna szklane) i klap produkowane będą w Hiszpanii.

Montaż końcowy samolotu będzie odbywał się w zakładach w Getafe k. Madrytu, tam również będzie budowany kadłub płatowca, podczas gdy płaty w zakładach sewilskich CASA (MBB będzie budował dla CASA całą tylną część kadłuba za kabiną pilota i usterzenie; został również upoważniony przez CASA do wydania zezwolenia na próby w locie po zbudowaniu pierwszego prototypu) [2].

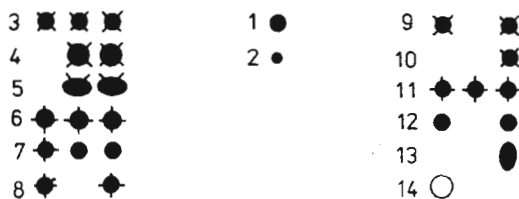
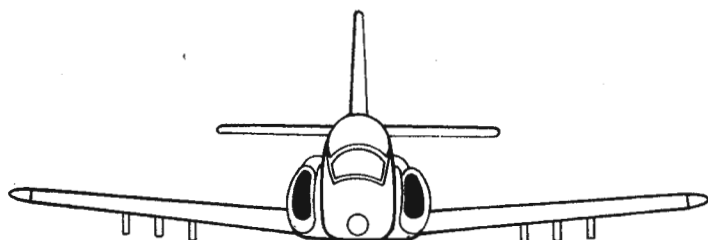
Próby w locie samolotów CASA C-101

Pierwszy prototyp (P-1) rozpoczął próby kołowania w Getafe dnia 16.05.1977 r. a oblot odbywał się 27.06.1977 r. W ciągu 3 miesięcy P-1 wylatał ponad 100 h. W tym czasie na prototypie przeprowadzono z pomyślnym skutkiem loty we wszystkich przewidzianych zakresach prędkości wraz z próbami działania klap i slotów i podkadłubowymi hamulcami aerodynamicznymi.

Drugi prototyp (P-2) wzbił się w powietrze już 30.09.1977 r.



Rys. 2. Odmiana treningowa samolotu CASA C-101



Rys. 4. Alternatywne uzbrojenie samolotu CASA C-101; 1 — działko 30 mm DEFA, 2 — dwa karabiny maszynowe 7,62 mm, 3 — sześć bomb po 260 kg, 4 — cztery bomby po 447 kg, 5 — cztery bomby z napalmem po 337 kg, 6 — sześć wyrzutni rakiet 125 mm (6x224 kg), 7 — sześć wyrzutni rakiet 125 mm (6x110 kg), 8 — cztery pociski Maverick, 9 — cztery bomby kierowane za pomocą lasera (4x300 kg), 10 — dwie bomby kierowane za pomocą lasera (2x465 kg), 11 — sześć zasobników z bombami małego kalibru (6x215 kg), 12 — bomby oświetlające (4x225 kg), 13 — zasobniki ECM, 14 — cele holowane

Z chwilą rozpoczęcia prób prototypu P-2, pierwszy prototyp wrócił do zakładów produkcyjnych w celu przeprowadzenia prób zmęczeniowych oraz prób na drgania. Próby te przeprowadziła wyspecjalizowana francuska firma, należąca do koncernu Aerospatiale, SOPEMEA. Zgodnie z analizą firmy wprowadzono wiele zmian i modyfikacji w zespołach sterujących. Druga francuska firma, SFIM, przebadła kolejny prototyp, również zalecając wprowadzenie pewnych modyfikacji. Łącznie obie firmy przeprowadziły badania 220 parametrów obu prototypów.

26 stycznia 1978 r. do próbnych lotów wystartował trzeci prototyp (P-3). Ten prototyp, podobnie jak i poprzednie, wyprzedził o kilka dni harmonogram rozpoczęcia prób w locie. W trakcie prób P-3 zbadano dalsze 200 parametrów właściwości lotnych samolotu. Czwarty prototyp rozpoczął próby w maju 1978 r. Zbadano wówczas i określono wszystkie własności lotne przewidziane przez konstruktorów, a więc m.in. współczynniki i obciążenia, które według obliczeń miały wynosić +6 i -2 g, prędkość maksymalną i przelotową, zdolność samoczynnego wychodzenia z korkociągów (zwykle i płaskiego), zużycie paliwa przy różnych zakresach prędkości, długość dobiegu i rozbiegu, startu i lądowania itp.

Próby dowiodły, iż własności lotne oraz inne parametry samolotu są zgodne z założeniami projektowymi, dlatego też po zakończeniu prób w locie CASA, jej amerykańscy i zachodniemieccy współpracownicy zdecydowali, iż samolot nadaje się do produkcji seryjnej, którą też podjęto. Pierwszy seryjny samolot CASA C-101 zbudowano w zakładach produkcyjnych w Getafe we wrześniu 1978 r.

Przewidywane tempo produkcji ma wynosić w pierwszym okresie po cztery samoloty miesięcznie przeznaczone dla wojsk lotniczych Hiszpanii, które już zamówiły pierwszą partię (60 szt.). Zapotrzebowanie lotnictwa wojskowego tego kraju na samoloty klasy CASA C-101 wynosi ponad 120 szt., ale jak dotychczas jeszcze nie wiadomo, czy i kiedy hiszpańskie lotnictwo zamówi dalszą partię samolotów CASA C-101.

Francuzi, którzy w połowie 1978 r. zwiadzali zakłady w Getafe i Sewilli są przekonani, iż już w najbliższym czasie nastąpić musi dalszy etap prac nad nowym samolotem, polegający na przekształcaniu go w maszynę przeznaczoną do wsparcia ogniowego. Projekt wraz z przewidywanym uzbrojeniem i koniecznymi, nowymi urządzeniami elektronicznymi są już przygotowane. Podają oni, iż nawet na prototypie P-4 zostało wypróbowane działko 30 mm DEFA produkcji zachodniemieckiej, które w odróżnieniu od wszystkich innych maszyn tego typu jest umieszczone pod kadłubem (a nie wmontowane, jak np. w Alpha-Jet czy Hawku).

Odmiana bojowa CASA C-101 ma mieć 6 zaczepów podpłatowych, do transportu alternatywnego uzbrojenia lub urządzeń do dalekiego rozpoznania. Kolejna odmiana CASA C-101 ma być przeznaczona specjalnie do potrzeb eskortowania. Uzbrojenie składałoby się wówczas tylko z działka i kilku zasobników z rakietami lub 2 pocisków powietrze-powietrze do zwalczania nieprzyjaciela. Jeżeli chodzi o zasięg eskortowania (4000 km), CASA C-101 nie ma konkurenta wśród istniejących obecnie odrzutowych samolotów treningowych i ich odmian bojowych.

Należy przypuszczać, iż bojowa odmiana samolotu CASA C-101 będzie wyposażona w silnik o znacznie wyższym ciągu, a mianowicie w Garrett TFE 731-3 (+200 daN). W tym jednak przypadku zasięg samolotu zostanie znacznie skrócony. Nie będzie to miało ujemnego wpływu na przebieg operacji bojowych, gdyż promień działania tego typu samolotów jest ograniczony, zgodnie ze współczesną taktyką bojową.

Charakterystyka i osiągi treningowej odmiany CASA C-101

Wszystkie cztery prototypy CASA C-101 wylatały do 1979 r. około 1500 h. W trakcie tych lotów, a następnie na naziemnych stanowiskach badawczych przebadano ok. 420 podstawowych parametrów samolotów. Można już więc (choć jeszcze nie mamy danych o wynikach osiąganych przez seryjne CASA C-101) omówić charakterystyki i osiągi uzyskane przez te samoloty.

Dane techniczne samolotu CASA C-101

Rozpiętość	10,60 m
Długość	12,25 m
Wysokość	4,30 m
Wydłużenie	5,6
Powierzchnia płata	20,00 m ²
Rozstaw kół podwozia głównego	2,97 m
Masa własna z pełnym wyposażeniem standardowym	2980 kg
Masa maksymalna startowa odmiany treningowej	4600 kg
Masa maksymalna odmiany bojowej	5600 kg
Masa paliwa w zbiornikach wewnętrznych	1840 kg
Obciążenie płata odmiany treningowej	235 kg/m ²

Osiągi samolotu CASA C-101 (odmiana treningowa)

Prędkość maksymalna na poziomie morza	650 km/h (M=0,53)
Prędkość maksymalna na wysokości 6100 m	740 km/h (M=0,80)
Prędkość minimalna przy pełnym wychyleniu klap	155 km/h
Pułap	1300 m
Rozbieg i dobieg	575 m
Start (h=15 m)	900 m
Lądowanie (h=15 m)	660 m
Czas lotu bez odrzucanych zbiorników paliwa	3 h
Wznoszenie na 7500 m	10 min
Zasięg przy operacji eskortowania	4000 km [6]

Szacunkowe osiągi odmiany bojowej CASA C-101

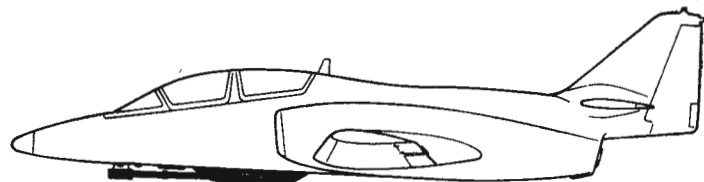
Promień operacji patrolowania (1h30')	1055 km
Promień akcji bojowej i (lub) zwiadu foto w konfiguracji hi-lo-hi, tylko z paliwem w zbiornikach wewnętrznych z 20 min rezerwy, na poziomie morza	890 km
Ta sama operacja po wyposażeniu w zbiorniki odrzucane	1245 km
Promień operacji wsparcia przy konfiguracji hi-lo-hi, w tym 50 min patrolowania i 8 min walki bez rezerwy paliwa	241 m

Uwaga: w dostępnych źródłach brak danych dotyczących prędkości wznoszenia CASA C-101.

Plan szkolenia wojskowych pilotów na CASA C-101

Czasopisma *Interavia* (nr 1 z 1978 r.) i *Aviation Magazine* (nr 727 z 1978 r.) opublikowały wypowiedź dyrekcji przedsiębiorstwa dotyczącą metody szkolenia uczniów wojskowych szkół pilotów po wejściu na wyposażenie samolotów CASA C-101 (dla celów szkoleniowych samolot CASA C-101 będzie miał masę startową 4600 kg, w tym 1316 kg paliwa):

— trening indywidualny



Rys. 5. Zamocowanie działka DEFA pod kadłubem

start i wznoszenie na wysokość 4500 m, lot poziomy, 20 min akrobacji na wysokości 6100 m i 50 min lotów z nurkowa- niem i symulacji lądowania;

--- trening w zwartej formacji

start i wznoszenie na wysokość 6100 m, 40 min treningu w zwartej formacji, 20 min treningu akrobacji w zwartej formacji, treningowe nurkowanie i lądowanie;

— trening taktyczny

start i wznoszenie wraz z całą formacją na wysokość 12 200 m, 20 min symulacji ataku i wsparcia, zejście na wysokość 6100 m, 15 min akrobacji wraz z całą ćwiczącą formacją samolotów, lądowanie zespołowe;

— trening lotów wg przyrządów

start i lądowanie wyłącznie za pomocą przyrządów, wznoszenie na wysokość 6100 m, 40 min lotu na przyrządach, 15 min zejścia z wymaganej wysokości, 30 min lotu na małej wy- sokości i lądowanie według przyrządów;

— trening na dużej wysokości

start według przyrządów i wznoszenie na wysokość 9100 m, 20 min treningu nawigacyjnego wg przyrządów, 30 min lotu wg przyrządów na małej wysokości, lądowanie;

— start i lot poziomy na wysokości 3050 m i 80 min lotu na małej wysokości, lądowanie z małej wysokości.

Planowane operacje zwiadu i walki odmiany bojowej CASA C-101

— bliski zwiad i fotografowanie

promień działania 650 km na wysokości (dolot) 8000 m przy prędkości $M=0,65$, obniżenie lotu nad strefą zwiadu (30 min, prędkość $M=0,55$), promień operacji do 165 km, powrót do bazy na wysokości 10 000 m przy prędkości $M=0,67$. Ope- racja nie wymaga dodatkowych zbiorników paliwa;

— daleki zwiad i fotografowanie

dolot do strefy rozpoznania i fotografowania 1020 km na wysokości 8000 m i prędkości $M=0,65$, promień operacji nad strefą rozpoznania 160 km (30 min) przy prędkości $M=0,52$, powrót na wysokości 10 000 m przy prędkości $M=0,67$. Operacja ta wymaga wyposażenia samolotu w odrzu- cane zbiorniki paliwa;

— operacja wsparcia

wyposażono samolot w: 4 bomby po 227 kg, 2 kierowane po- ciski po 87 kg, dwa karabiny maszynowe 7,62 mm, dolot nad cel na wysokości 8000 m przy prędkości $M=0,65$, atak z lotu koszącego, powrót na wysokości 10 000 m przy prę- dkości $M=0,65$. Promień działania 234 km. W przypadku wy- posażenia samolotu tylko w 2 bomby, promień działania wzrasta do 505 km [4].

Możliwości zbytu samolotów CASA C-101

Nowy hiszpański samolot może w eksporcie napotykać na duże trudności. Na rynku europejskim są już produkowane seryjnie (II kwartał 1979 r.) francusko-zachodniemieckie Alpha-Jet, którego producenci prowadzą intensywną dzia- łałość marketingową na wszystkich pięciu kontynentach, a np. w Afryce (Egipt oraz kilka krajów frankofońskich, a nawet Nigeria), zdołali już uzyskać poważne zamówienia potwierdzone wraz ze zobowiązaniem budowy w Egipcie montowni Alpha-Jet. Łącznie zamówienia na ten samolot przekroczyły już liczbę 660 szt. Ponadto w 1979 r. będzie w sprzedaży nowy francuski lekki samolot treningowy i tren- ingowo-bojowy Fouga-90, który może mieć poważny zbyt. Jego potencjalnymi odbiorcami będą prawdopodobnie użyt- kownicy poprzedniej odmiany Fouga (tj. Fouga-Magister), których sprzedano ponad 900 sztuk. Należy jeszcze wspom- nieć, iż Fouga-90 w zasadzie jest odpowiednikiem hiszpań- skiego samolotu CASA C-101, który dopiero wchodzi na ry- nek i musi wywalczyć sobie pozycję w świecie.

Angielski Hawk ma również ustaloną renomę jako jeden z najlepszych samolotów tej klasy, a jego producenci trak- tują sprawę eksportu Hawka jako swoje pierwszoplanowe zadanie.

Następnym konkurentem CASA C-101, mającym oprócz dobrych własności lotnych również niską cenę, jest włoski

następca popularnych w świecie samolotów AerMacchi MB-326, tj. MB-339. Włosi w dziedzinie eksportu sprzętu lotniczego już zdobyli duże uznanie, o czym świadczą za- graniczne sprzedaże samolotów MB-326, jego produkcja li- cencyjną w Republice Południowej Afryki, Brazylii oraz w innych krajach.

Należy również wspomnieć o szansach czechosłowackie- go samolotu L-39 Albatros, który jest poważnym konku- rentem na rynku Azji, zwłaszcza Syrii i Iraku, a być może również w Afganistanie.

Ze względu jednak na dużą rozpiętość cen, za bezpośred- ních współzawodników CASA C-101 można uważać L-39, MB-339 i ewentualnie na rynkach afrykańskich francuski Fouga-90, a więc najtańsze (stosunkowo) samoloty tej ka- tegorii.

Do powodzenia samolotów CASA C-101 może w pewnej mierze przyczynić się dobra marka produkowanych przez CASA lekkich turbośmigłowych samolotów CASA Aviocar C-212, sprzedawanych w Jordanii, Portugalii, Nikaragui i Turcji a budowanych na licencji w Indonezji oraz wspólny we wszystkich krajach południowoamerykańskich ję- zyk (z wyjątkiem Brazylii). Państwa iberoamerykańskie dą- żą ostatnio do swej pramacierzy — Hiszpanii, a więc CASA może tam znaleźć rynek zbytu, zwłaszcza iż cena nowego samolotu jest dwa razy niższa niż np. Hawka i Alpha-Jet: 1,5 mln dol. (1979 r.). Zważywszy jednak efekt wzrastającej inflacji, cenę tę możemy traktować wyłącznie jako szacun- kową. W każdym razie jest to jeden z najtańszych samolo- tów tej kategorii w świecie. Zresztą CASA nie ma wygóro- wanych ambicji; za wielkie osiągnięcie uważa ona opano- wanie 10% światowego rynku odrzutowych samolotów tren- ingowo-bojowych, na które minimalny popyt do 1995 r. obliczany jest na 3000 szt. wszystkich kategorii tego sprzę- tu, a zapotrzebowanie maksymalne na 6000÷7000 szt. [5].

Wydaje się wątpliwe, by CASA mogła eksportować 300÷ ÷500 szt. swych odrzutowych samolotów treningowo-bojo- wych, zwłaszcza że minimalne zamówienia krajowe wyno- szą 60 szt., podczas gdy zamówienie złożone przez własne lotnictwo wojskowe krajów producentów Alpha-Jet wynosi 400 szt. i 175 szt. Hawka. Duże krajowe zamówienia umo- żliwiają producentom rozłożenie kosztów rozwojowych na większą liczbę jednostek, co z kolei pozwala obniżyć cenę zbytu samolotu.

Względy ekonomiczne wskazują, iż możliwości eksportu samolotów CASA C-101 są znikome. Istnieje natomiast je- den aspekt, który może w poważnym stopniu zwiększyć tę szansę: Northrop i MBB nie bez powodu włożyli poważne zapewne środki finansowe w opracowanie hiszpańskich sa- molotów treningowo-odrzutowych. Obie te firmy dysponu- ją bardzo rozgałęzioną siecią akwizycyjno-sprzedażną oraz magazynami części zamiennych oraz własnymi stacjami ob- sługi posprzedażnej. Wyłania się zatem możliwość, iż mar- keting samolotów CASA C-101 podejmą oba wymienione przedsiębiorstwa, wówczas zaś możliwości eksportu hiszpań- skiego samolotu mogą wzrosnąć. Trudno na razie przewi- dzieć w jakim stopniu pomoc Northropa i MBB może oka- zać się skuteczna.

LITERATURA

1. Trainer prototype assembly under way. *Aviation Week and Space Technology*, 1977, 12.12., s. 61.
2. F. BRINDLEY: CASA C-101, aimed the 3000 + trainer market. *Interavia*, 1978, nr 1, s. 29, 30.
3. D. VECINI, J. PERARD: CASA C-101... *Aviation Magazine*, 1978, 1.04., s. 28.
4. J. M.: Le CASA-101 sera multi-missions. *Air et Cosmos*, nr 676, s. 31.
5. Wł. WASKOWSKI: Zadania i przyszłość szturmowych wersji samolotów szkolno-treningowych (I). *Technika Lotnicza i Astro- nautyczna*, 1978, nr 9, s. 27.
6. W. K.: CASA C-101. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1978, nr 9, s. 19÷20.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Właściwości stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging)

Prof. dr inż. JAN CHODOROWSKI
Dr inż. ANDRZEJ CISZEWSKI
Dr inż. TADEUSZ RADOMSKI

W artykule omówiono genezę i obecny stan stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo o wysokiej wytrzymałości. Podano wymagania związane ze składem chemicznym tych stali oraz ich własności mechaniczne i fizyczne. Szczególną uwagę zwrócono na własności technologiczne stali maraging, a zwłaszcza na ich podatność do obróbki plastycznej na gorąco i na zimno, obróbki cieplnej, spawania i lutowania oraz obróbki skrawaniem.

Dynamiczny rozwój stali konstrukcyjnych o zwiększonej wytrzymałości dla potrzeb lotnictwa rozpoczął się wraz z przekroczeniem przez obiekty latające bariery dźwięku oraz z rozwojem techniki kosmicznej. Z końcem lat pięćdziesiątych wyczerpano możliwości doskonalenia klasycznych stali konstrukcyjnych wyższej jakości o zawartości 0,30÷0,50% węgla, przez optymalizację jakościowego i ilościowego doboru dodatków stopowych, rodzajów i warunków obróbki cieplnej, cieplno-plastycznej oraz innych metod uszlachetniania własności. W ten sposób powstały znane stale konstrukcyjne stopowe do ulepszenia cieplnego Cr-Mo, Cr-Ni-Mo, Cr-Mn-Si, Cr-Mn-Si-Ni i wiele innych, dotychczas nadal produkowanych i stosowanych w budowie sprzętu lotniczego. Granica plastyczności ($R_{0,2}$) tych gatunków stali po pełnej obróbce cieplnej (hartowaniu i niskim odpuszczaniu) kształtuje się na poziomie dochodzącym do ok. 1600 MPa, a minimalna uderność (KM) wynosi 25 J/cm². Wyczerpanie możliwości w doskonaleniu własności wytrzymałościowych tych stali, opartych na hartowaniu i przemianie martenzytycznej wywołującej powstawanie przesyconego roztworu stałego węgla w żelazie alfa (Fe_α) — spowodowało opracowanie nowych tworzyw bezwęglowych Fe-Ni-Co-Mo o znacznej zawartości dodatków stopowych, zwanych stalami martenzytycznymi utwardzanymi wydzieleniowo (maraging).

Produkcja stali maraging jest już znaczna, a ich stosowanie wyszło poza przemysł lotniczy i technikę kosmiczną i rozszerzyło się na przemysł narzędziowy, budowy maszyn i urządzeń aparatury chemicznej, okrętowy, zbrojeniowy i wiele innych.

Obecnie produkowane stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo można podzielić na trzy zasadnicze podgrupy:

- wysokiej wytrzymałości, o granicy plastyczności 1400÷2400 MPa,
- bardzo wysokiej wytrzymałości, o granicy plastyczności 2800÷4000 MPa,
- odporne na korozję, o granicy plastyczności większej niż 1400 MPa.

Obie pierwsze podgrupy z powodzeniem są stosowane zarówno na różne części konstrukcyjne maszyn i urządzeń, jak też i na narzędzia, przy czym najszerze rozpowszechnienie na części sprzętu lotniczego osiągnęły stale o granicy plastyczności 1400 do 2400 MPa, czyli tak zwane stale maraging wysokiej wytrzymałości. Badania prowadzone w kraju nad tymi stalami doprowadziły do opracowania technologii ich produkcji i ustanowienia normy branżowej BN-77/0631-10, przewidującej produkcję dwóch gatunków stali wysokiej wytrzymałości i jednego gatunku odpornego na korozję¹⁾. Podstawy metaloznawcze aktualnie wytworzonych na świecie i w Polsce stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo zostały szeroko omówione przez autorów w artykule wydrukowanym w czasopiśmie *Hutnik* 1978 nr 6, s. 250÷264²⁾.

Zasadnicze gatunki stali maraging wysokiej wytrzymałości zostały podane w tabelicy 1. Powszechnie stosowane na Zachodzie oznaczenia (tabl. 1) podają dla określonego ga-

tunku średnią zawartość niklu oraz średnią wartość umownej granicy plastyczności ($R_{0,2}$) wyrażonej bądź to w MPa [N/mm²], bądź w tysiącach funtów na cal kwadratowy. Jak wynika z danych dotyczących składu chemicznego tych stali, są one raczej bezwęglowymi stopami żelazowo-niklowo-kobaltowo-molibdenowymi z zawartością innych jeszcze pierwiastków, przy czym wymagania stawiane im pod względem czystości (tj. bardzo niskiej zawartości fosforu, siarki oraz gazów), dodatkowo wymagają zarówno materiałów wsadowych wysokiej czystości, jak i specjalnych technologii wytapiania, włącznie z procesami próżniowymi. Dlatego też są one z jednej strony drogimi materiałami, z drugiej zaś charakteryzują się zespołem takich własności mechanicznych, fizycznych, technologicznych, chemicznych, że koszt gotowej części jest tańszy niż w przypadku użycia klasycznych stali konstrukcyjnych.

Własności mechaniczne

Pod względem własności mechanicznych stale te przewyższają klasyczne stale konstrukcyjne takimi wskaźnikami jak: możliwością uzyskiwania wyższej granicy plastyczności, zaś przy tym samym poziomie lepszym stosunkiem R_e/R_m , wytrzymałością masową (właściwą) R_m/ρ , odpornością na kruche pękanie K_{Ic} , wytrzymałością zmęczeniową oraz zachowaniem własności w podwyższonych temperaturach do rzędu 350°C. Typowe własności mechaniczne tych stali produkcji krajów zachodnich podano w tabelicy 2, przy czym krajowe odpowiedniki wykazują wielkości mieszczące się w podanych zakresach lub są bardzo zbliżone. Poza danymi zawartymi w tabelicy 2 na podkreślenie zasługuje daleko mniejsza wrażliwość tych stali na propagację pęknięcia, a tym samym i kruche pękanie podczas pracy. Współczynnik intensywności naprężeń w płaskim stanie odkształcenia zwany inaczej wytrzymałością na pękanie K_{Ic} — charakteryzujący odporność materiału na kruche pękanie w sposób bardziej dokładny od uderności, wydłużenia i przewężenia — jest znacznie wyższy dla stali maraging niż dla stali konstrukcyjnych o tym samym poziomie wytrzymałości (rys. 1 oraz tablica 3). Należy zwrócić uwagę, że stale maraging cechuje mała lub nawet nieznaczna anizotropia własności mechanicznych, przy czym dotyczy to zarówno wskaźników uzyskiwanych z prób statycznych jak i dynamicznych (krótko- i długotrwałych).

Wytrzymałość zmęczeniowa jest bardzo ważnym wskaźnikiem decydującym o przydatności materiału w konstrukcjach lotniczych. Wiadomo, że dla stali jest ona zależna od wytrzymałości na rozciąganie, przy czym do poziomu R_m rzędu 1300 MPa zależność ta jest prawie prostoliniowa i waha się w granicach 50% R_m . Dla wyższych, a tym bardziej znacznie wyższych R_m zależność ulega znacznemu zmniejszeniu i jest różna oraz zależna od gatunku stali. Jeden z czynników odgrywających w tym znaczną rolę stanowią wtrącenia niemetaliczne, czyli czystość (jakość) stali. Przypisuje się im znacznie większe oddziaływanie jako karbów wewnętrznych w procesie zmęczenia w przypadku wysokiej wytrzymałości niż w stalach tzw. miękkich o niskiej R_m . Również i w tym przypadku stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo wykazują wyższe wskaźniki niż stale konstrukcyjne i to zarówno dla próbek gładkich, jak i z karbem przy tym samym poziomie R_m . Kształtowanie się własności zmęczeniowych stali dla różnych warunków jak i stanów powierzchni (sposobów przygotowania powierzchni) ilustrują rys. 2÷6. Zachowanie się niektórych własności stali maraging w zależności od temperatury badania pokazano na rys. 7 i 8 oraz podano w tabelicy 4.

Własności fizyczne

Wiele własności fizycznych, a szczególnie cieplnych decyduje o przydatności tworzyw metalicznych, które są przeznaczone do stosowania w zmiennych warunkach temperaturowych lub stałych lecz różnych od otoczenia. Niektóre własności fizyczne stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo zawiera tablica 5. Na uwagę zasługuje

¹⁾ Badania prowadziły następujące ośrodki: H. Baildon-HZWD „Mikrohuta”, Instytut Lotnictwa oraz Instytut Inżynierii Materiałowej Politechniki Warszawskiej.

²⁾ Wg projektu normy BN-77... stal odporna na korozję miała być oznaczona H10N7K9M5Pr, zaś wg ustanowionej normy BN-77/0631-10 otrzymała ona znak H10N7K10M5Pr.

TABLICA 1. Zasadnicze gatunki stali martenzytycznych wysokiej wytrzymałości utwardzanych wydzieleniowo

Oznaczenie stali		Odpowiednik BN-77/0631-10	Średnia wartość $R_{0,2}$		Średni skład chemiczny [%] (reszta Fe)				
			[MPa]	[10 ³ lb _f /in ²]	Ni	Co	Mo	Ti	Al
18Ni1400	18Ni200	—	1400	200	8	8,5	3	0,2	0,1
18Ni1700	18Ni250	N18K8 M5TPr	1700	250	18	8	5	0,4	0,1
18Ni1900	18Ni300*	N18K8 M5Pr	1900	280	18	9	5	0,6	0,1
18Ni2400	18Ni350	—	2400	350	17,5	12,5	3,75	1,8	0,15
17Ni1600 (staliwo)	18Ni230 (staliwo)	—	1600	230	17	10	4,6	0,3	0,05

Wszystkie stale zawierają: $\leq 0,03\%$ C; $\leq 0,1\%$ Si; $\leq 0,1\%$ Mn; $\leq 0,01\%$ Si; $\leq 0,01\%$ P

*) Stal ta bywa również oznaczona 18Ni280

TABLICA 3. Wytrzymałość na pękanie K_{Ic} stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo po pełnej obróbce cieplnej—przemysłowe wytopy próżniowe, K_{Ic} wyznaczono metodą 3-punktowego zginania na próbkach 127×25×12,7 mm

Oznaczenie stali oraz warunki obróbki cieplnej	Przekrój poprzeczny pręta [mm]	Kierunek pobrania próbki	R_m [MPa]	K_{Ic} [MPa·m ^{1/2}] (MNm ^{-3/2})
18Ni1700 820°C/1 h/pow. 480°C/3 h/pow.	127×127	wzdłużny	1820	101,6
		poprzeczny	1800	93,1
	200×200	poprzeczny	1845	89,9
		poprzeczny	1860	89,8
18Ni1900 820°C/1 h/pow. 480°C/3 h/pow.	130×19	wzdłużny	2020	68,7
	130×19	poprzeczny	2020	66,6
18Ni2400 820°C/1 h/pow. 480°C/12 h/pow.	105×105	wzdłużny	2440	33
		—	—	—
17Ni1600 (staliwo) 1150°C/4 h/pow. 480°C/3 h/pow.	—	wzdłużny	1730	82,5

TABLICA 2. Orientacyjne własności mechaniczne stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo w różnych stanach obróbki cieplnej [9]

Własności	Oznaczenie stali					
	18Ni1400	18Ni1700	18Ni1900	18Ni2400	17Ni1600 (staliwo)	
	Obróbka cieplna: hartowanie 820°C/1 h/pow.				1150°C/4 h/pow.	1150°C/4 h/pow. 595°C/1 h + 820°C/1 h/pow.
R_m [MPa]	1000	1010	1010	1150	960	990
$R_{0,2}$ [MPa]	800	800	790	830	740	750
Wydłużenie A_4 [%]	17	19	17	18	12	13
Przewężenie Z [%]	79	72	76	70	58	62
Twardość [HRC]	27	29	32	36	29	32
	obróbka cieplna: hartowanie 820°C/1 h/pow. starzenie 480°C/3 h/pow.			820°C/1 h/pow. 480°C/12 h/pow.	ujednorodnienie 1150°C/4 h/pow. 480°C/3 h/pow.	1150°C/4 h/pow. 595°C/4 h/+ 820°C/1 h/pow. 480°C/3 h/pow.
R_m [MPa]	1340÷1590	1690—1860	1830÷2100	2460	1730	—
$R_{0,2}$ [MPa]	1310÷1550	1650÷1830	1790÷2070	2390	1650	—
Wydłużenie A_4 [%]	6÷12	6÷10	5÷10	8	7	—
Przewężenie Z [%]	35÷67	35÷60	30÷50	36	35	—
E [GPa]	181	186	190	199÷199	188	—
G [GPa]	—	71,4	—	74,5	72	—
Wsp. Poissona ν	0,264	0,30	0,30	0,26	0,30	—
Twardość [HRC]	44÷48	48÷50	51÷55	56÷59	49	—
Udarowość KCV, J(daJ/cm ²)	35÷68 (4,4÷8,5)	24÷45 (3,0÷5,6)	16÷26 (2,0÷3,3)	11 (1,4)	18 (2,3)	22 (2,8)
R_m z karhem ($\alpha_k = 10$), [MPa]	2390	2350÷2650	2700÷3000	1430	—	—
($\alpha_k = 3,5$), [MPa]	—	—	—	2700	—	—

współczynnik rozszerzalności liniowej, który dla tych stali jest znacznie mniejszy niż dla stali konstrukcyjnych i prawie stały w zakresie do 300°C.

Własności technologiczne

Wszystkie techniki wytwarzania stosowane w obecnej produkcji mogą być używane do wyrobu części maszyn i urządzeń ze stali maraging. Wysoka plastyczność na gorąco, jak i na zimno, pozwala na stosowanie w szerokim zakresie obróbki plastycznej zarówno do wyrobu bardzo cienkich półfabrykatów (blach, taśm, drutów), jak i gotowych elementów. Poza tym cechuje te stale dobra spawalność, obrabialność normalnymi narzędziami do obróbki ubytkowej, leżność i zdolność do wypełniania złożonych form dla staliwa oraz bardzo prosta obróbka cieplna.

Obróbka plastyczna na gorąco

Wszystkie omawiane stale maraging łatwo poddają się obróbce plastycznej na gorąco, przez walcowanie, kucie swobodne i matrycowe, ciągnięcie i wyciskanie. W każdym przypadku obróbka ta powinna być jednak poprzedzona homogenizacją wlewków w temperaturze 1200 do 1230°C dla stali 18Ni2400 lub w temperaturze 1260°C dla pozo-

stałych stali. Temperatura początku obróbki plastycznej nie powinna być wyższa od temperatury homogenizacji, często jednak dla zmniejszenia powstawania zgorzeli ogranicza się ją do 1150, a nawet 1100°C. Stosowanie niż-

TABLICA 4. Wpływ temperatury na wytrzymałość stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo o zawartości 18% Ni

Temperatura badania [°C]	$\frac{R^f_m}{R_m}$
-100	1,11
-40	1,03
20	1,00
100	0,95
200	0,90
300	0,87
400	0,82
480	0,73

TABLICA 5. Własności fizyczne stali martenzytycznych utwardzonych wydzieleniowo [9]

Własności	Oznaczenie stali		
	18Ni1400 18Ni1700 18Ni1900	18Ni2400	17Ni1600 (staliwo)
Gęstość [g/cm³]	8,0	8,1	8,0
Ciepło właściwe [kJ/kgK (cal/g°C)]	0,46 (0,11)	0,46 (0,11)	0,46 (0,11)
Przewodność cieplna przy: 20 100 200 300 400 480	21 (0,050) 23 (0,054) 26 (0,061) 27 (0,064) 28 (0,066) 28 (0,067)	— — — — — —	29 (0,070) 32 (0,077) 37 (0,088) 41 (0,099) — —
Współczynnik rozszerzalności liniowej 10 ⁻⁶ /K 20 ÷ 100°C 20 ÷ 200°C 20 ÷ 300°C 20 ÷ 400°C 20 ÷ 480°C	9,9 10,2 10,6 11,0 11,3	— — — — —	9,6 10,0 10,5 10,8 11,0
Skurcz liniowy po starzeniu (480°C/3 h/pow.) [%]	18Ni1400 0,04	18Ni1700 0,06	18Ni1900 0,08
		0,09	0,03

TABLICA 6. Typowy skład chemiczny drutów do spawania stali maraging

Spawana stal	Skład chemiczny [%] (reszta Fe) ¹⁾				
	Ni	Co	Mo	Ti	Al
18Ni1400	18,2	7,7	3,5	0,24	0,10
18Ni1700	18,1	8,0	4,5	0,46	0,10
18Ni1900	17,9	9,9	4,5	0,80	0,12
18Ni2400	17,4	12,4	3,7	1,60	0,17

¹⁾ Ponadto nie więcej niż: 0,03 C, 0,01 S, 0,01 P, 0,10 Si, 0,10 Mn, 50 ppm N, 50 ppm H

TABLICA 7. Typowe parametry spawania lukowego w osłonie argonu stali maraging

Metoda spawania	Prąd spawania [A]	Napięcie łuku [V]	Średnica drutu [mm]	Szybkość spawania [mm/min]	Zużycie drutu [m/min]	Zużycie argonu [dm³/h]
TIG	200 ÷ 240	11 ÷ 15	1,6	100 ÷ 180	0,5 ÷ 0,75	850
MIG	280 ÷ 300	28 ÷ 30	1,6	250	5	1400

TABLICA 8. Orientacyjne własności mechaniczne złączy spawanych ze stali maraging (po spawaniu złącza starzono w temperaturze 480°C i czasie 3 h)

Spawana stal	Postać materiału rodzimego	Metoda spawania	Granica plastyczności R _{0,2} [MPa]	Wytrzymałość na rozciąganie R _m [MPa]	Wydłużenie A ₅ [%]	Przewężenie Z [%]	Udarność KV [J/cm²]
18Ni1400	płyty o grubości 10 ÷ 25 mm	TIG	1370	1430	13	60	59
		MIG	1430	1480	6	34	35
18Ni1700	płyty o grubości 10 ÷ 25 mm	TIG	1790 ¹⁾	1850 ¹⁾	3	—	—
		MIG	1560	1670	4	7	18
18Ni1900	płyty o grubości 10 ÷ 25 mm	TIG	1590	1680	8	40	—
		MIG	1600	1690	3	13	—
18Ni2400	blachy o grubości 1,5 ÷ 2,5 mm	TIG	1870	1900	—	—	—
18Ni2400	blachy o grubości 1,5 ÷ 2,5 mm	TIG	1970	2030	1,5 ²⁾	—	—

¹⁾ Po lokalnym starzeniu w temp. 490°C i w czasie 4 h,
²⁾ A₁₀

szych temperatur jest niewskazane, gdyż ujemnie wpływa na końcowe własności stali. Temperatura końca obróbki plastycznej powinna być z kolei możliwie niska, co zapewni drobnoziarnistą, równomierną strukturę materiału, a tym samym optymalne własności mechaniczne. Praktycznie temperatura ta wynosi 870°C dla stali 18Ni2400

TABLICA 9. Skład chemiczny niektórych lutów do lutowania twardego stali maraging

Ag	Skład chemiczny [%]				Górna temperatura topnienia [°C]
	Cu	Pd	Zn	Ni	
68	27	5	—	—	810
54	40	—	5	1	855
10	52	—	38	—	870

TABLICA 10. Orientacyjne warunki skrawania przy toczeniu i struganiu stali maraging

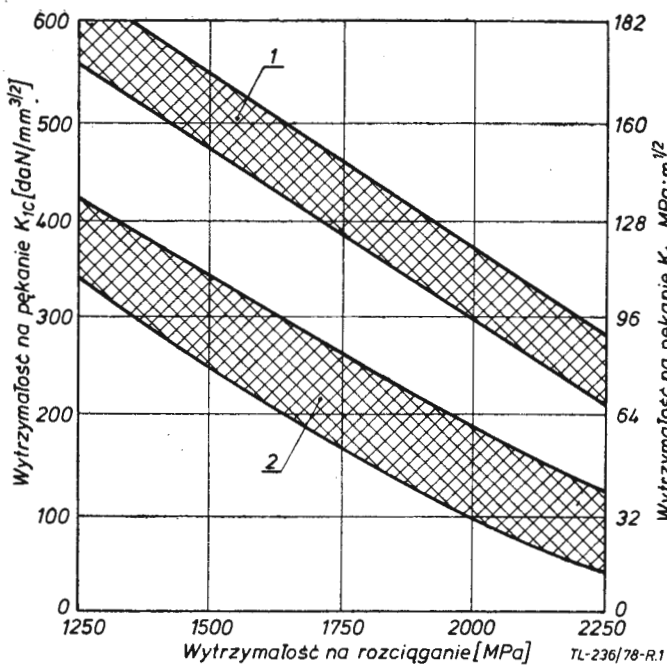
Rodzaj obróbki	Stan stali ¹⁾	Materiał narzędzia ²⁾	Głębokość skrawania [mm]	Posuw ³⁾ [mm/obr]	Szybkość skrawania [m/min]	Chłodzenie
Toczenie	H	SS	0,6 ÷ 3,8	0,13 ÷ 0,25	21 ÷ 27	wymagane
		WS	0,6 ÷ 3,8	0,18 ÷ 0,38	107 ÷ 145	
	H+S	SS	0,6 ÷ 3,8	0,13 ÷ 0,25	14 ÷ 18	
		WS	0,6 ÷ 3,8	0,13 ÷ 0,25	32 ÷ 50	
Struganie zgrubne	H	SS	maks. 5	0,4	12 ÷ 15	nie wymagane
	H+S	SS	maks. 5	0,4	7,5	wymagane
Struganie wykańczające	H	SS	0,25	maks. 5	12 ÷ 15	wymagane
	H+S	SS	0,25	maks. 5	7,5	

¹⁾ H — hartowany, H+S — hartowany i starzony;
²⁾ SS — stal szybko tnąca wolframowa o podwyższonej zawartości węgla lub stale szybko tnące molibdenowe,
SW — węgliki spiekane;
³⁾ W przypadku strugania mm/podwójny skok.

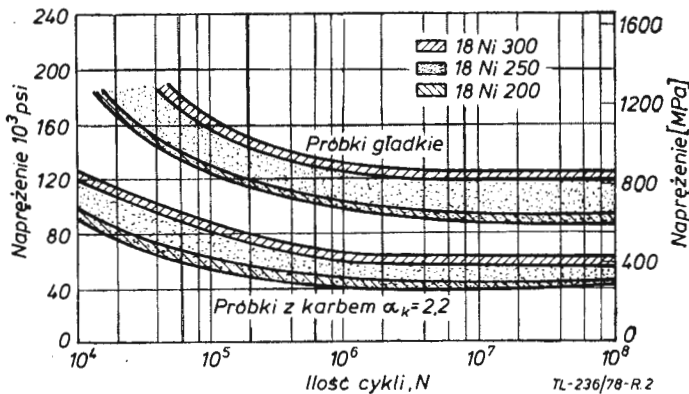
TABLICA 11. Orientacyjne warunki skrawania przy wierceniu i rozwiercaniu stali maraging

Rodzaj obróbki	Stan stali ¹⁾	Materiał narzędzia ²⁾	Średnica otworu [mm]						Szybkość skrawania [m/min]	Chłodzenie
			3	6	13	25	38	51		
Wiercenie	H	SS	0,08	0,13	0,18	0,25	0,33	0,38	17	wymagane
	H+S	SS	0,05	0,08	0,10	0,10	0,10	0,10	6	
Rozwiercanie	H	SS	0,08	0,13	0,20	0,30	0,38	0,46	17	wymagane
		WS	0,08	0,15	0,20	0,30	0,38	0,46	50	
	H+S	SS	0,03	0,03	0,03	0,03	0,03	0,03	3	
		WS	0,03	0,03	0,03	0,03	0,03	0,03	15	

¹⁾ i ²⁾ — jak w tabl. 10



Rys. 1. Zależność między wytrzymałością na rozciąganie R_m i wytrzymałością na pęknięcie K_{1c} dla: 1 — stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo, 2 — wysokowytrzymałych stali konstrukcyjnych



Rys. 2. Wytrzymałość zmęczeniowa Z_{go} stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo

Obróbka plastyczna na zimno

Stale maraging po walcowaniu na gorąco lub w stanie wyżarzonym łatwo poddają się obróbce plastycznej na zimno. Umocnieniu podlegają one bardzo wolno (rys. 9) tak, że sumaryczny zgniot między kolejnymi wyżarzzeniami międzyoperacyjnymi może wynosić do 85%. Ułatwia to produkcję blach cienkich, taśm i drutów, a także procesy kształtowania, przez wyoblanie, ciągnięcie, spęczanie, gięcie, cięcie itp.

Obróbka plastyczna na zimno może być stosowana również dla podwyższenia wytrzymałości po starzeniu z tym, że wtedy przeprowadza się ją po hartowaniu, a maksymalny efekt uzyskuje się przy zgniocie około 50% dla stali o mniejszej wytrzymałości, a jedynie w przypadku stali 18Ni2400 końcowa wytrzymałość wzrasta również i przy większych zgniotach. Jak widać na rys. 10 dla niektórych stali przekroczenie zgniotu 50% może nawet spowodować obniżenie wskaźników wytrzymałościowych po starzeniu.

Również końcowa plastyczność stali maraging jest funkcją stopnia ich zgniotu po hartowaniu, a przed starzeniem i szczególnie obniża się przy zgniotach przekraczających 40%. Dlatego w przypadkach gdy wymagana jest maksymalna ciągliwość, zgniot nie powinien przekroczyć tej wartości.

Obróbka cieplna

Teoretycznie, zgodnie z układem równowagi Fe-Ni, stopy zawierające od 10 do 25% niklu, w temperaturze otoczenia powinny mieć strukturę ferrytyczno-austenityczną.

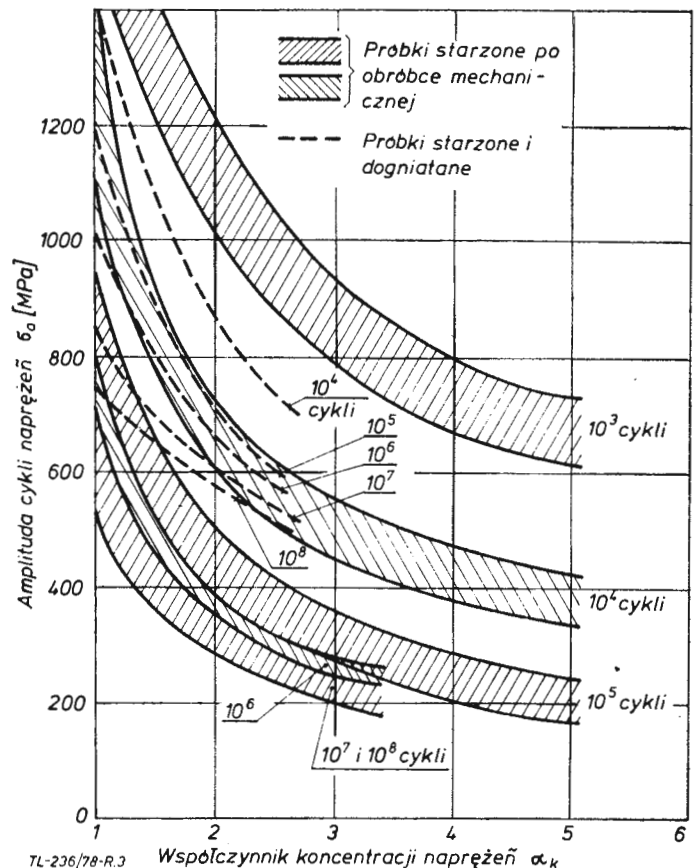
TABLICA 12. Orientacyjne warunki skrawania przy frezowaniu stali maraging

Rodzaj obróbki	Stan stali ¹⁾	Materiał narzędzia ²⁾	Głębokość skrawania [mm]	Posuw [mm/ząb]	Szybkość skrawania [m/min]	Chłodzenie
Frezowanie czołowe	H	SS	0,6 ÷ 3,8	0,08 ÷ 0,13	25 ÷ 35	wymagane dla stali szybko- twardzących
		WS	0,6 ÷ 3,8	0,13 ÷ 0,15	80 ÷ 95	
	H+S	SS	0,6 ÷ 3,8	0,08 ÷ 0,13	9 ÷ 12	
		WS	0,6 ÷ 3,8	0,08 ÷ 0,10	20 ÷ 25	
Frezowanie płaszczyn	H	SS	0,6 ÷ 3,8	0,10 ÷ 0,13	20 ÷ 25	wymagane
Frezowanie powierzchni obrotowych	H	SS	0,6 ÷ 3,8	0,03 ÷ 0,10	23 ÷ 30	wymagane dla stali szybko- twardzących
		WS	0,4 ÷ 1,3	0,04 ÷ 0,15	85 ÷ 105	
	H+S	SS	0,6 ÷ 3,8	0,03	8 ÷ 9	
		WS	0,4 ÷ 1,3	0,03 ÷ 0,10	23 ÷ 30	

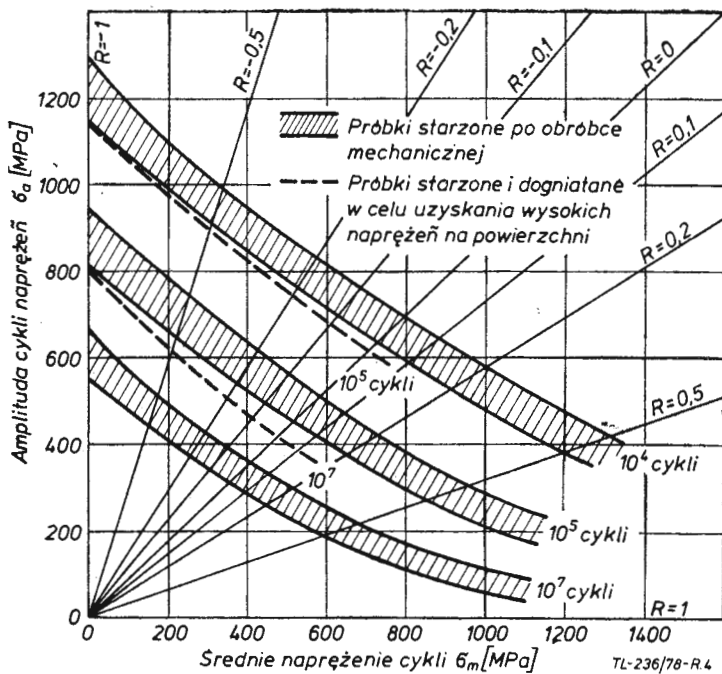
1) i 2) — jak w tabl. 10

Praktycznie, jednak nawet podczas bardzo wolnego chłodzenia stabilnego austenitu, w stopach tych nie obserwuje się częściowej przemiany austenitu w ferryt, występuje natomiast w nich bezdyfuzyjna przemiana typu martenzytycznego, w wyniku której powstaje martenzyt niklowy w postaci nieregularnych listw (płytek) o zębatych granicach (rys. 11) i równoosiowej strukturze regularnej przestrzennie centrycznej, zwany martenzytem listwowym. Martenzyt ten charakteryzuje się dużą gęstością spętlonych dyslokacji.

Przemiana austenit-martenzyt występująca w stopach żelazo-nikiel, a więc i w omawianych stalach maraging, których osnowę stanowi roztwór stały niklu w żelazie, jest przemianą odwracalną, o dużej histerezie cieplnej. Zarówno temperatura przemian, jak i zakres histerezy cieplnej zmieniają się w zależności od zawartości niklu. Dla omawianych gatunków stali (17 do 18% Ni) przemiana austenit-martenzyt zachodzi w temperaturach 200 do 300°C, przemiana odwrotna w temperaturach 600 do 700°C, oczywiście przy wolnym chłodzeniu. Umożliwia to przeprowadzanie



Rys. 3. Wpływ współczynnika koncentracji naprężeń α_k na wytrzymałość zmęczeniową Z_{tc} stali 18Ni1700 oraz 18Ni1900 przy różnych poziomach trwałości próbek. $R = \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a} = -1$



Rys. 4. Wytrzymałość zmęczeniowa próbek gładkich stali 18Ni1700 oraz 18Ni1900 dla różnych poziomów trwałości pod obciążeniem sumy naprężeń zmiennych i średnich. $R = \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a}$

starzenia w temperaturach do 500°C bez zmiany struktury martenzytycznej.

Sam proces obróbki cieplnej stali maraging jest stosunkowo prosty, co jest jedną z ważniejszych zalet tych stali. Praktycznie ich obróbka cieplna składa się z hartowania i starzenia. Pierwszy zabieg ma na celu uzyskanie silnie zdeformowanej struktury martenzytycznej o minimalnej zawartości austenitu szątkowego (do 5%), drugi — wytworzenie faz międzymetalicznych o odpowiednim składzie chemicznym, wielkości, kształcie i rozmieszczeniu.

W przypadku stali w stanie lonym (staliwa), właściwa obróbka cieplna jest poprzedzona homogenizacją w temperaturze 980°C i czasie 4 h oraz wygrzewaniem w temperaturze ok. 600°C również przez 4 h.

Austenitację stali przeprowadza się najczęściej w temperaturze 820°C. Ta temperatura z jednej strony zapewnia całkowitą rekrytalizację stali poddanej obróbce plastycz-

nej na gorąco, z drugiej — umożliwia wytworzenie jednorodnej struktury austenitycznej, koniecznej do uzyskania właściwej struktury martenzytycznej podczas chłodzenia. Czas wygrzewania waha się od 2,5 min/mm (grube elementy) do 25 min/mm (elementy cienkie). Chłodzenie do temperatury otoczenia należy przeprowadzać w powietrzu, gdyż przy większych szybkościach chłodzenia temperatura końca przemiany martenzytycznej może przesunąć się poniżej temperatury otoczenia i wówczas w strukturze pozostanie większa od dopuszczalnej ilość austenitu szątkowego.

W stalach maraging nie istnieje zagadnienie hartowności i nawet elementy o bardzo dużych przekrojach można zahartować na wskroś, chłodząc je w powietrzu. Dzięki wysokiej plastyczności martenzytu niklowego (twardość 28 do 30 HRC), wyroby ze stali maraging można poddawać obróbce nadającej ostateczny kształt w stanie zahartowanym.

Trzeba też podkreślić, że podczas przemiany martenzytycznej w stalach maraging nie zachodzą praktycznie zmiany objętościowe, towarzyszące powstawaniu martenzytu węglowego.

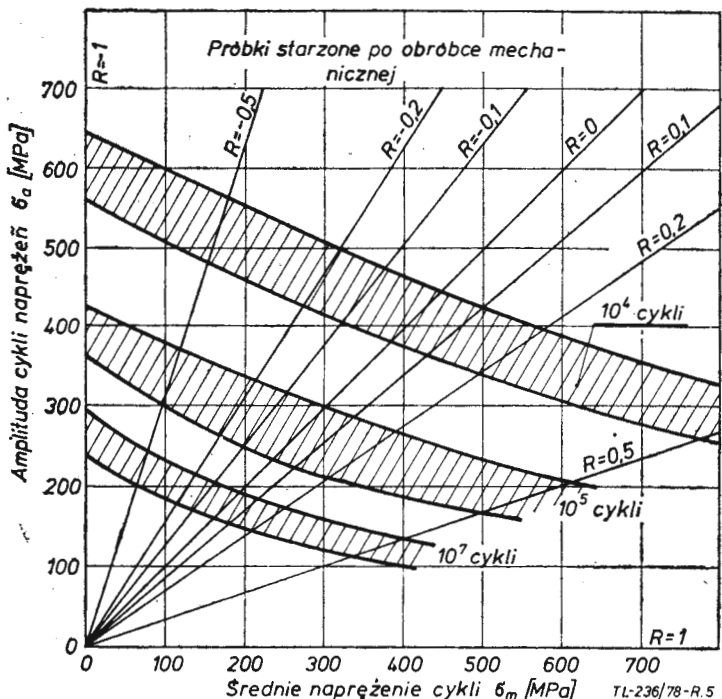
Drugim etapem obróbki cieplnej jest starzenie martenzytu (jak wspomniano, może być ono poprzedzone w określonych przypadkach obróbką plastyczną na zimno). Temperatura procesu musi być niższa od temperatury początku przemiany martenzytu w austenit, również czas starzenia nie może być zbyt długi. Długotrwałe przetrzymywanie stali, nawet w temperaturach niższych od temperatury przemiany, prowadzi do rozpadu metastabilnego martenzytu na fazy stabilne austenit i ferryt. Oczywiście szybkość tego rozpadu zależy również od temperatury.

Praktycznie dla stali 18Ni1400, 18Ni1700, 18Ni1900 i staliwa 17Ni1600 temperatura starzenia wynosi 480°C, a czas starzenia 3 h. Te warunki obróbki są wystarczające dla wydzielenia umacniających faz międzymetalicznych, a jednocześnie ograniczają rozpad martenzytu do minimum tak, że nie odgrywa on istotnej roli w procesie umacniania (ilość austenitu wtórnego nie przekracza 5%, a łącznie z austenitem szątkowym — 10%). Wpływ czasu starzenia na twardość omawianych stali pokazano na rys. 12.

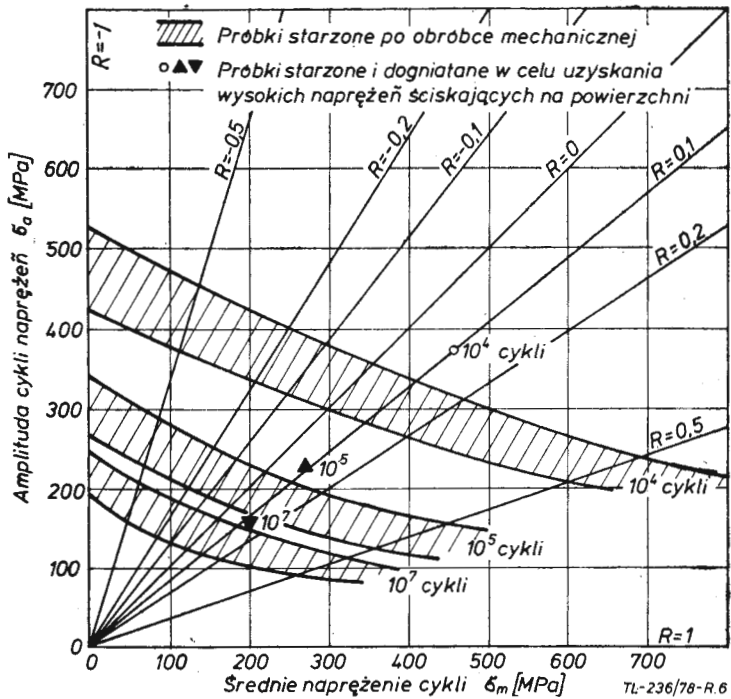
Starzenie najbardziej wytrzymałej stali 18Ni2400 przeprowadza się w temperaturze 480 do 540°C i czasie od 1 do 12 h, oczywiście krótsze czasy odpowiadają wyższemu temperaturom i odwrotnie. Najczęściej stosuje się temperaturę 510°C i czas 3 h, co zapewnia optymalną wytrzymałość i ciągliwość stali (rys. 13).

We wszystkich wariantach starzenia chłodzenie przeprowadza się bądź w powietrzu, bądź z piecem.

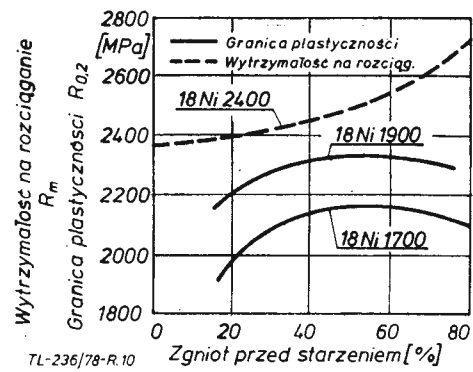
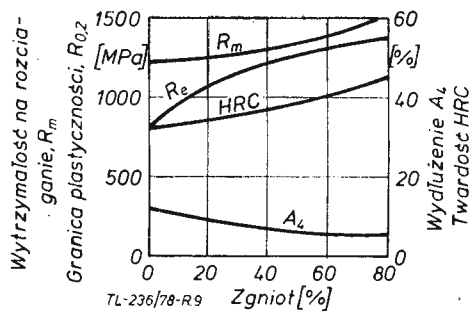
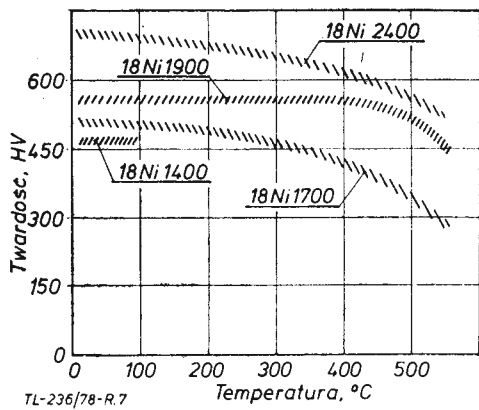
Starzeniu stali maraging również nie towarzyszą praktycznie zmiany objętościowe, w związku z czym obróbce tej można poddawać wyroby o końcowym kształcie i wy-



Rys. 5. Wytrzymałość zmęczeniowa próbek z karbem o $a_k = 2,4 \pm 2,5$ stali 18Ni1700 oraz 18Ni1900 dla różnych poziomów trwałości pod obciążeniem sumy naprężeń zmiennych i średnich. $R = \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a}$



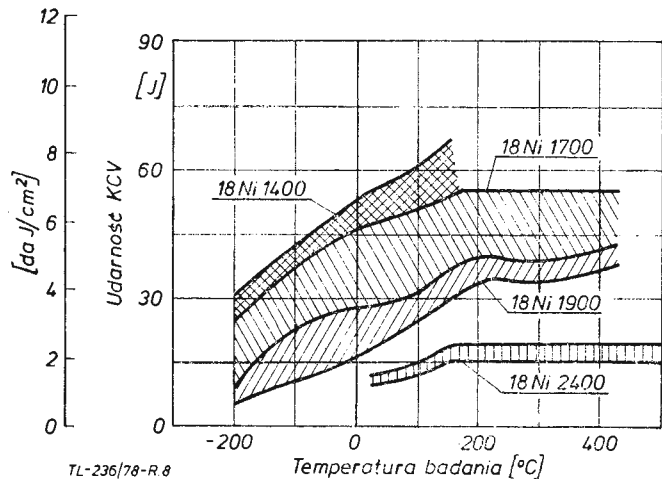
Rys. 6. Wytrzymałość zmęczeniowa próbek z karbem o $a_k = 3,2 \pm 3,3$ stali 18Ni1700 oraz 18Ni1900 dla różnych poziomów trwałości pod obciążeniem sumy naprężeń zmiennych i średnich. $R = \frac{\sigma_m - \sigma_a}{\sigma_m + \sigma_a}$



Rys. 7. Twardość stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo w zależności od temperatury badania

Rys. 9. Wpływ zgniotu na własności mechaniczne stali maraging w stanie hartowanym

Rys. 10. Wpływ stopnia zgniotu przed starzeniem na granicę plastyczności: 1 — stali 18Ni1700, 2 — stali 18Ni1900 oraz wytrzymałość na rozciąganie, 3 — stali 18Ni2400. Wszystkie stale po obróbce plastycznej na zimno starzone w temperaturze 480°C i czasie 3 h



Rys. 8. Udarność stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo w zależności od temperatury badania

miarach (dla podanych warunków starzenia zmiany wymiarowe mieszczą się w granicach 0,5÷0,1%).

Ze względu na niską zawartość węgla, stale maraging w czasie nagrzewania nie wymagają specjalnych piecowych atmosfer. Jedynie dla zabezpieczenia przed powierzchniowym utlenianiem, w niektórych przypadkach nagrzewanie ich i chłodzenie do temperatury otoczenia przeprowadza się bądź w czystym, suchym wodorze o punkcie rosy -43°C , bądź w całkowicie zdysocjowanym amoniaku o punkcie rosy -45 do -50°C .

Stale maraging można poddawać azotowaniu, często łączoneму ze starzeniem, w temperaturze 430 do 480°C. Ma ono na celu zarówno zwiększenie odporności na ścieranie, jak i wytrzymałości zmęczeniowej.

Azotowanie w niższych temperaturach (430 do 450°C) przez 48 h powoduje wytworzenie warstewki o głębokości 0,15 mm i twardości ok. 860 HV. Azotowanie w temperaturach 450÷480°C umożliwia wytworzenie grubszej warstwy naazotowanej (rzędu 0,25 mm), ale wskutek pojawiania się w strukturze pewnej ilości austenitu wtórnego, twardość powierzchniowa jest mniejsza i nie przekracza 800 HV. Czas obróbki w tym przypadku waha się od 70÷90 h.

Spawanie

Martenzytyczne stale utwardzane wydzieleniowo łatwo podlegają spawaniu, zarówno w stanie hartowanym, jak i starzonym. Najbardziej zalecane jest spawanie łukowe w osłonie gazów obojętnych (argon, hel) bądź nietopliwą elektrodą wolframową (metoda TIG), bądź ciąglą elektrodą topliwą (metoda MIG). W obu przypadkach nie stosuje się podgrzewania metalu rodzimego, natomiast wskazane jest maszynowe wykonywanie rowków. Konstrukcja połączeń nie różni się od normalnie stosowanych dla stali węglowych.

Po spawaniu złącza poddaje się starzeniu (np. w temperaturze 480°C przez 3 h), dzięki czemu zarówno wytrzymałość spoiny, jak i strefy wpływu ciepła osiągają poziom zbliżony do wytrzymałości metalu rodzimego 85÷100%. W strefie wpływu ciepła nie występuje niebezpieczeństwo pojawiania się pęknięć, również odkształcenia łączonych elementów są minimalne.

Przy metodzie TIG lub spawaniu ciąglą elektrodą topliwą (metoda MIG) stosuje się jako spoiwo druty o składzie chemicznym zbliżonym do składu spawanych stali (tabl. 6). Typowe parametry spawania podano w tabl. 7, a w tabl. 8 — orientacyjne własności mechaniczne złączy spawanych.

Inne metody spawania, jak spawanie łukiem otwartym elektrodą otuloną, czy spawanie elektrodużłowe, są jeszcze w stadium badań. Np. spawanie elektrodużłowe zapewnia dobrą wytrzymałość złącza, ale jego plastyczność i ciągliwość są niskie.

Podobnie mało są zbadane możliwości zgrzewania punktowego i liniowego stali maraging.

Lutowanie twarde

Lutowanie stali maraging może być z powodzeniem realizowane lutami srebro-miedź-cynk, srebro-miedź-pallad lub miedź-pallad (tabl. 9), w temperaturach 800÷870°C, odpowiadających temperaturom hartowania tych stali. Lutowanie w niższych temperaturach nie może być stosowane, gdyż powoduje przemianę metastabilnego martenzytu na stabilny austenit, a w konsekwencji konieczność ponownego hartowania. Z kolei wyższe temperatury lutowania powodują rozrost ziarna stali i obniżenie jej plastyczności i ciągliwości.

Stale maraging można lutować piecowo, w warunkach wysokiej próżni, albo w atmosferze suchego wodoru, czy argonu. W tym ostatnim jednak przypadku, dla polepszenia rozpylności lutu, wskazane jest pokrycie części lutowanych topnikiem lub warstwą plateru z czystego żelaza. Można stosować także lutowanie palnikami gazowymi, oczywiście użycie topników jest wtedy bezwarunkowo wymagane.

Po lutowaniu (połączonym z hartowaniem) przeprowadza się starzenie stali zależnie od gatunku bądź w temperaturze 480°C i czasie 3 h, bądź w temperaturze 510°C i czasie 3 h.

Stale maraging najczęściej lutuje się na zakładkę. Wytrzymałość złącza zarówno na ścinanie, jak i na rozciąganie zależy nie tylko od długości zakładki, ale również od szerokości szczeliny między łączonymi elementami przed lutowaniem. Jak wykazały badania, niezależnie od metody lutowania największą wytrzymałość zapewniają szczeliny o szerokości od 0÷35 μm .

Obróbka skrawaniem

Obróbkę skrawaniem stali maraging przeprowadza się najczęściej po ich zahartowaniu, rzadziej po starzeniu. Do obróbki stosuje się narzędzia o takiej samej geometrii ostrza, jak w przypadku stopowych stali konstrukcyjnych o zbliżonym poziomie twardości. Orientacyjne warunki skrawania przy toczeniu, struganiu, wierceniu, rozwiercaniu i frezowaniu podano w tabl. 10, 11 i 12. Oprócz tego stale maraging można gwintować, stosując narzędzia ze stali szybko tnącej molibdenowej (szybkość skrawania stali hartowanej — 6 m/min, stali starzonej — 1,5 m/min), przecinać na piłach, dłutować itd. Również szlifowanie stali maraging nie przedstawia żadnych trudności, pod warunkiem stosowania intensywnego chłodzenia.

dokończenie na str. 26

Wielozadaniowy bojowy morski samolot pionowego startu i lądowania

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy jednosilnikowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

Skrzydło. Obrys trapezowy z dwoma uskokami na krawędzi natarcia, profil opracowany specjalnie dla tego samolotu przez Hawker-Siddeley (grubość u nasady 10%, na końcu — 5%), skos 34° (w 25% cięciwy), wznios — 12°, kąt zaklinowania 1°45'. Konstrukcja jednoczęściowa, trójdźwigarowa, półskorupowa całkowicie metalowa *fałt safe*. Pokrycia integralne (frezowane chemicznie). Żebra frezowane. W kesonach dwa integralne zbiorniki paliwowe. Skrzydło jest łączone z kadłubem w sześciu punktach — może być demontowane przy przeglądzie i wymianie silnika. Kłapy i lotki konstrukcji przekładkowej metalowej — klejone. Pod skrzydłami wsporniki zawieszenia wyposażenia i uzbrojenia dodatkowego. W pobliżu końcówek węzły zawieszenia podskrzydłowych wsporników podwoziowych, w osłonach tych węzłów umieszczono wyloty skrzydłowych dysz sterujących. Na nosku skrzydła dwie kierownice strug oraz po 12 turbulizatorów opływu (na grzbiecie noska). Obrys końcówek skrzydła owalny na krawędzi natarcia.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa metalowa *fałt safe*. Nosek z tworzywa elektrycznego osłania antenę radaru, do jego górnej części mocowana jest sonda przyrządów pomiarowych. Cały nasek wraz z radarem i sondą może być zawiasowo odchylany w lewo ku tyłowi w celu zmniejszenia gabarytu samolotu podczas hangarowania na pokładzie okrętu. Otwieranie noska umożliwia dostęp do urządzeń radarowych i zespołów instalacji sterowania, znajdujących się z nimi, przed szczelną przednią wręgą kabiny, nad wylotem przedniej dyszy sterującej. Kabina samolotu jest klimatyzowana, poważnie zmieniona w stosunku do poprzednich wersji — uniesiona ku górze o 0,28 m, ze zmodyfikowanym dla poprawy widoczności oszkleniem. Osłona kabiny odsuwana do tyłu. Fotel wyrzucany Martin Baker Mk 10 (typ 0-0, możliwość katapultowania przez osłonę kabiny). Nowa tablica przyrządów o zmienionym usytuowaniu, z projekcją danych na szybie przed pilotem (head-up display). Pod kabiną mieści się wnęka podwozia przedniego, a za nią, po obu stronach kadłuba, duże wloty powietrza do silnika, łączące się dalej w jeden kanał. Wloty zaopa-



trzone są w oddzielacz warstwy przysięciennej i dodatkowo zamykane kłapkami chwytów na obwodzie obudowy. Chwyty te działają podczas pionowego startu i lądowania oraz lotu z małą prędkością i zawisu. W środkowej części kadłuba mieści się silnik ze swymi instalacjami oraz obudowy wylotów ruchomych dysz, obudowy dysz tylnych i część pokryć kadłuba za nim wykonane z tytanu. W kadłubie mieści się 5 integralnych zbiorników paliwowych. Za silnikiem znajduje się wnęka podwozia głównego. W tylnej części kadłuba umieszczono wyposażenie elektroniczne i akumulatory. Pod kadłubem, za wnęką podwozia górnego, płytowy hamulec aerodynamiczny konstrukcji metalowej wychylany ku dołowi. W końcówce tylnej części kadłuba umieszczono wyloty tylnych dysz sterujących i antenę urządzenia zakłócającego.

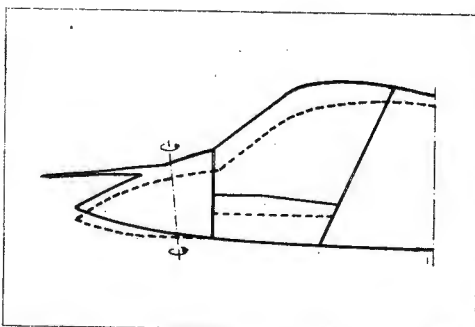
Usterzenie. Układ klasyczny, obrys trapezowy z wyraźnym kosem. Usterzenie poziome płytowe o wzniosie —15°, konstrukcja metalowa półskorupowa, części spływowo przekładkowe, klejone. Statecznik pionowy konstrukcji półskorupowej, u jego podstawy znajduje się wlot powietrza chłodzącego tylny kadłubowy przedział wyposażenia elektronicznego. Na stateczniku umieszczone są anteny urządzeń nadawczych i zakłócających. Ster kierunku konstrukcji przekładkowej klejonej wyposażony w kłapkę wyważającą. Usterzenie pionowe uzupełnione jest przez pojedynczą pletwę podkadłubową konstrukcji półskorupowej. Na niej umieszczone są anteny urządzenia identyfikacyjnego.

Sterowanie. Dwa systemy sterowania o wzajemnie uzgodnionym działaniu: system sterowania ciągiem z dysz sterujących i głównych dysz silnikowych (działający w czasie pionowego startu i lądowania oraz lotu z małymi prędkościami, dysze silnikowe są również sterowane podczas startu skróconego) oraz system sterowania powierzchniami sterowymi. Dysze sterujące, umieszczone w przedniej i tylnej części kadłuba oraz przy końcówkach skrzydeł, zasilane są przez układ przewodów doprowadzających sprężone powietrze z upustu na sprężarce wysokiego ciśnienia na silniku. Działanie dysz sterujących zastępuje działanie odpowiednich powierzchni sterowych w zakresie niskich prędkości, w których skuteczność tych powierzchni jest znikomo mała: przednia dysza daje ciąg skierowany ku dołowi, tylne — ku dołowi lub na bok (obrót samolotu w miejscu podczas zwiwsu), skrzydłowe — w górę lub w dół. Ciąg dysz może być regulowany w sposób sprzężony z działaniem odpowiednich powierzchni sterowych — wychylenia powierzchni

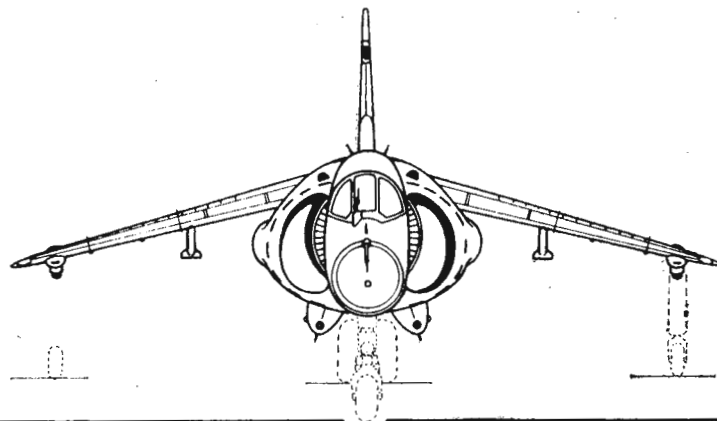
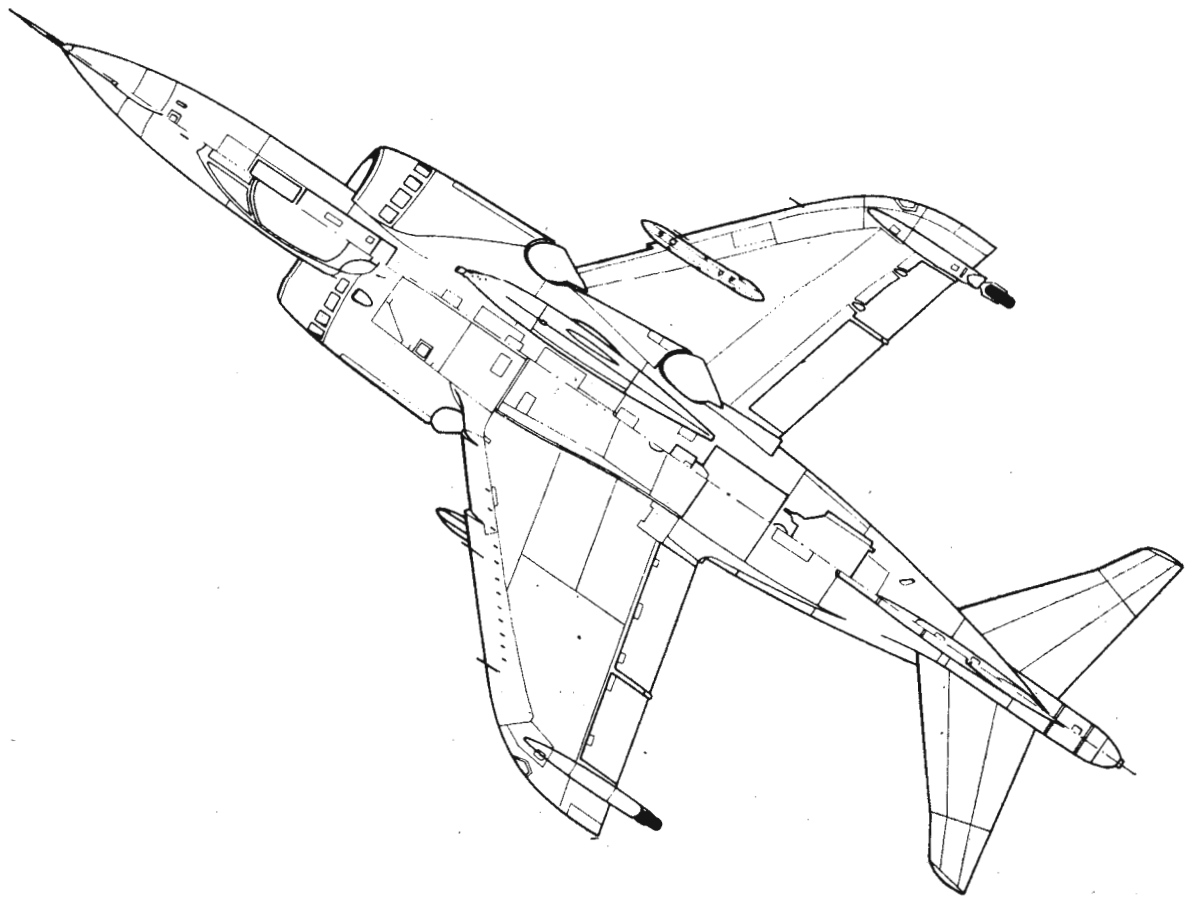
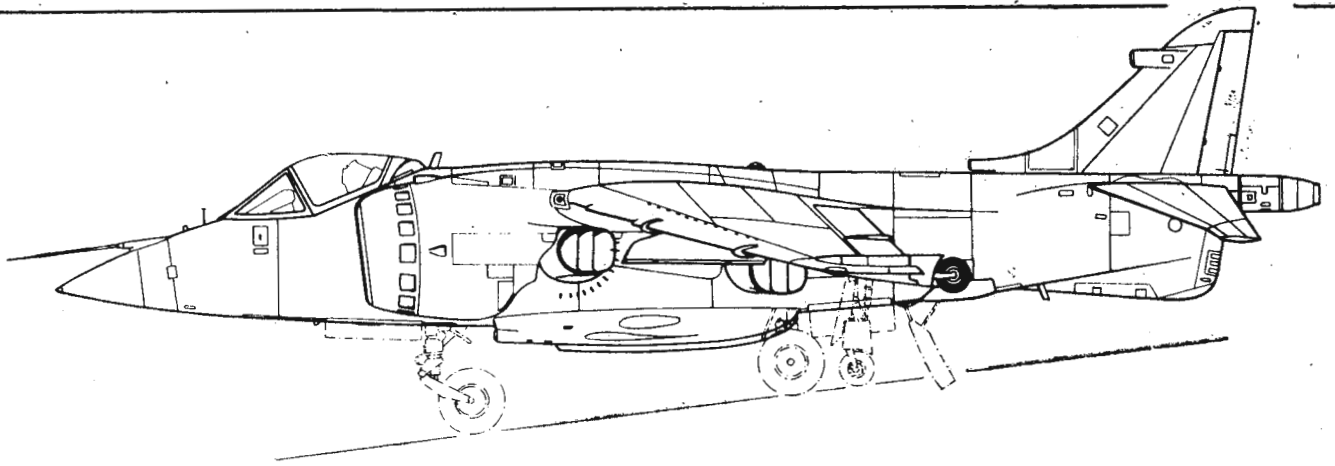
sterowych są za pomocą układów mechanicznych przenoszone na regulatory otwarcia odpowiednich dysz. Sterowanie wektorem ciągu silnika odbywa się przez zmianę położenia (obrót) dysz wylotowych silnika w zakresie kątów od 0° do 98°. Umożliwia to hamowanie ciągiem. Równoczesny obrót wszystkich czterech dysz odbywa się przez system przekładni mechanicznych napędzanych silnikiem hydraulicznym. Przekładnie z napędem umieszczone są pod silnikiem Pegasus. Sterowanie powierzchniami sterowymi: lotki — system linkowy (w kadłubie) napędzający układ popychaczy (w skrzydle), który z kolei uruchamia serwomechanizmy hydrauliczne lotek; ster wysokości — sterowanie linkowe prowadzone na rolkach, serwomechanizm hydrauliczny; ster kierunku — sterowanie linkowe na rolkach, bez serwomechanizmu; kłapy i hamulec aerodynamiczny — napęd hydrauliczny; kłapka wyważająca steru kierunku — napęd elektryczny. Serwomechanizmy hydrauliczne opracowane przez Fairey Hydraulics. Linkowe układy sterowania wyposażone w automatyczne napinacze linek.

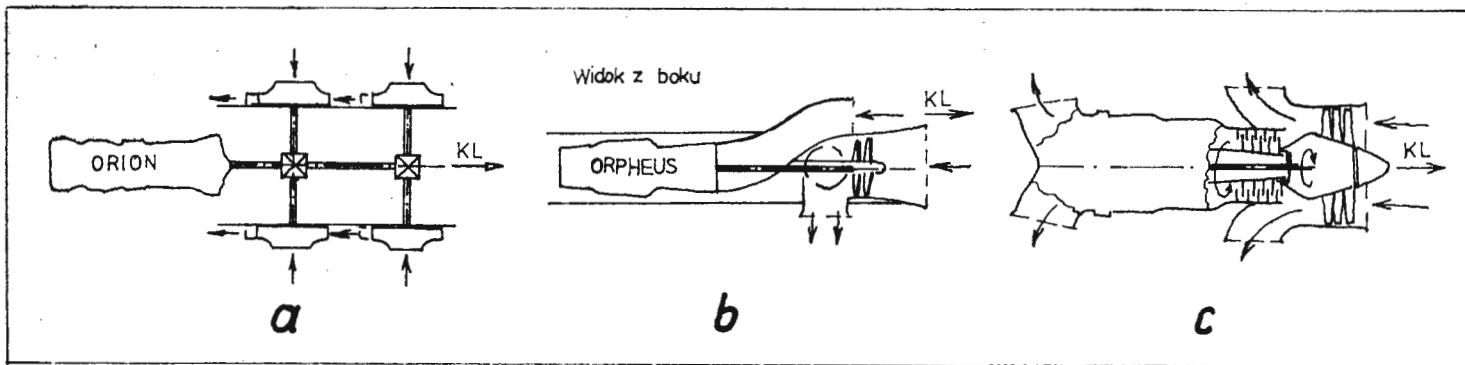
Podwozie. Typu torowego (jednośladowego) uzupełnione podskrzydłowymi podporami. Podwozie chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych zamykanych pokrywkami (przednie i główne) i składane ku tyłowi wzdłuż cięciwy skrzydeł (podpory podskrzydłowe). Podwozie przednie chowane ku przodowi, z kołem zawieszonym wahaczowo na widełcu, sterowane hydraulicznie, amortyzator olejowo-powietrzny umieszczony w goleni. Na goleni reflektor do kołowania i lądowania. Koło i opona Dunlop, wymiar ogumienia 26.00×8.75—11, ciśnienie 621 kPa (=6,33 kG/cm²). Podwozie główne chowane ku tyłowi, z kołami bliźniaczymi wyposażonymi w wielorolcowe hamulce hydrauliczne z urządzeniem przeciwoślizgowym. Goleń podwozia teleskopowa, z prostowodami, amortyzator olejowo-powietrzny w goleni. Koła, ogumienie i hamulce — Dunlop. Wymiar ogumienia 26.00×7.75—13, ciśnienie 621 kPa (=6,33 kG/cm²). Podwozia pomocnicze podskrzydłowe konstrukcji teleskopowej z amortyzatorami olejowo-powietznymi w goleniach i kołami zawieszonymi samonastawnie na widełcach. Koła Dunlop, wymiar ogumienia 13.50×6.4, ciśnienie 655,3 kPa (=6,68 kG/cm²). Podwozie i amortyzatory opracowane przez Dowty-Rotol. Awaryjne wypuszczenie podwozia za pomocą sprężonego azotu.

Zespół napędowy. Silnik odrzutowy turbo wentylatorowy Bristol Pegasus Mk 104 o ciągu 95,63 kN (=9752 kG). Ciąg z trzystopniowego wentylatora napędzanego dwustopniową turbiną niskiego ciśnienia kierowany



Rys. 1. Porównanie obrysu przedniej części kadłuba i położenia poziomu podłogi w samolocie FRS Mk 1 Sea Harrier (linia ciągła) i GR Mk 1 (1A i 3) Harrier (linia przerywana). Zaznaczona oś obrotu noska kadłuba w samolocie Sea Harrier





Rys. 2. Rozwój koncepcji napędu pionowzlotu: a -- Gyrocopter Wibaulta (1954), b -- BE.53 Hookera (1957), c -- Pegasus Hoppera (1958)

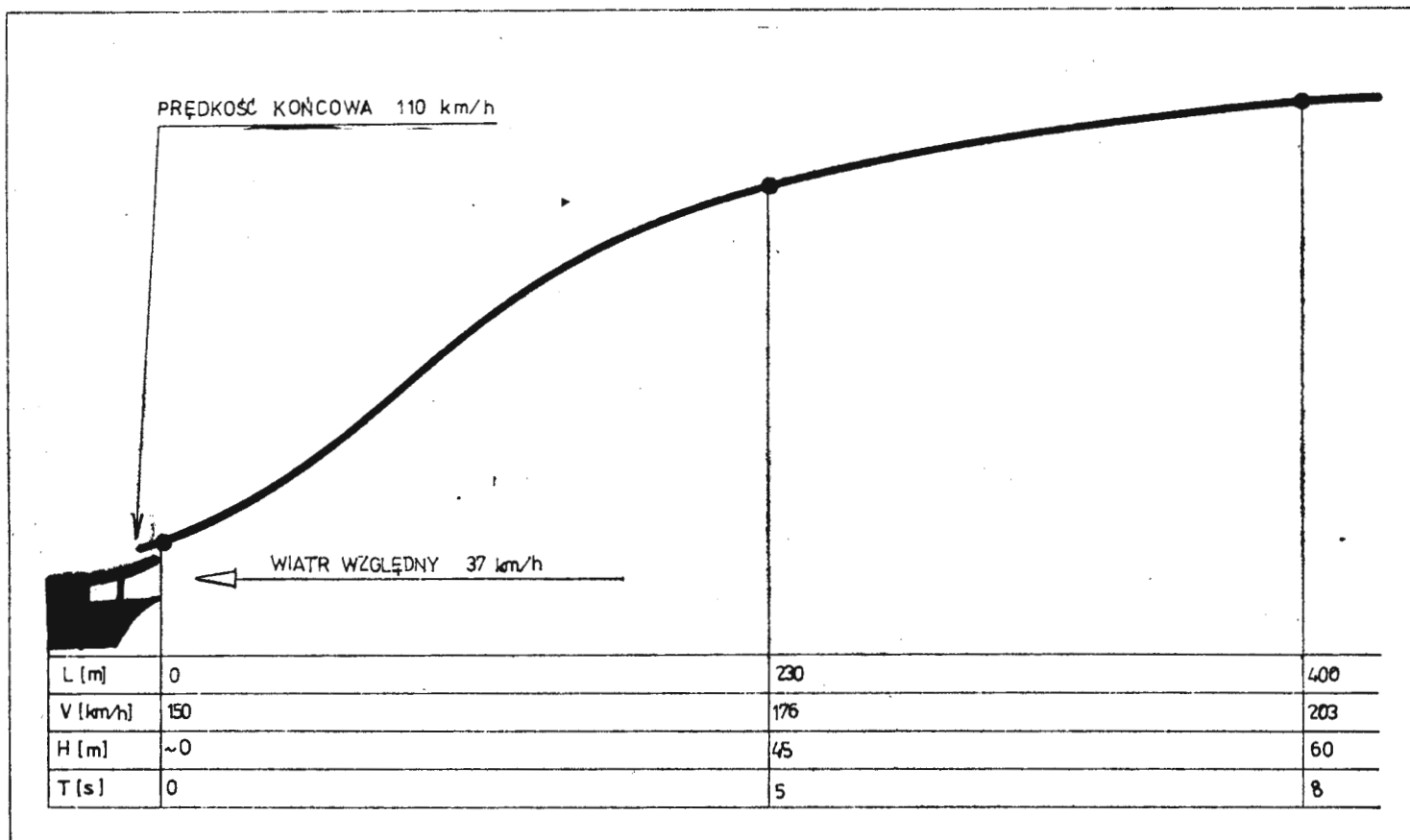
jest do dwóch przednich dysz ruchomych, ciąg przepływu gorącego kierowany jest do dwóch dysz tylnych o mniejszym rozstawieniu. Dwustopniowa turbina wysokiego ciśnienia napędza ośmiostopniową sprężarkę osiową. Wirniki niskiego i wysokiego ciśnienia są przeciwbieżne. Łopatki turbin chłodzone od wewnątrz powietrzem. Sprężarka wysokiego ciśnienia zaopatrzona w upust zasilający system sterowania ciągiem z dysz sterujących. Gabaryty silnika: długość — 2,51 m, średnica maks. — 1,22 m, masa sucha — 1590 kg. Silnik wyposażony jest w pomocniczą turbinę rozruchową APU. Pełny dostęp do zespołu napędowego (demontaż i montaż silnika) jest możliwy po zdjęciu skrzydła, dostępy eksploatacyjne przez luki zastępane pokrywami i pelerynami. Komora spalania silnika jest pierścieniowa. Wszystkie dysze ruchome zaopatrzone są w podwójną palisadę kierownic strumieni

wylotowych. Silnik Pegasus Mk 104 w porównaniu z poprzednią wersją Mk 103 ma lepszą ochronę antykorozyjną niektórych elementów, zrezygnowano też z użycia elementów ze stopów magnezowych.

Instalacje. Instalacja paliwowa — dwa skrzydłowe i pięć kadłubowych zbiorników integralnych o łącznej pojemności 2865 l, możliwość podwieszenia pod skrzydłami dwóch zbiorników dodatkowych po 455 l (bojowe) lub po 1500 i (przelotowe), instalacja zaopatrzona w zawór ciśnieniowego napełniania i zawory do szybkiego opróżniania zbiorników. Istnieje możliwość zainstalowania urządzenia do tankowania paliwa w locie (na górnej części lewego wlotu powietrza do silnika). Pompy i automatyka na silniku. Instalacja hydrauliczna — układ zdwojony, ciśnienie robocze 20,6 MPa (=210 kg/cm²); służy do chowania, wypuszczania i sterowania podwozia, zasilą serwomecha-

nizmy napędu powierzchni sterowych i silnik napędzający mechanizmy ustawienia dysz głównych. Instalacja wyposażona jest w pompę awaryjną napędzaną przez turbinę powietrzną wysuwaną z grzbietu tylnej części kadłuba. Instalacja elektryczna — alternator Lucas 12 kVA, dwa akumulatory 28 V/25 Ah (jeden z nich zasila rozrusznik turbiny pomocniczej), alternator pomocniczy 6 kVA (zapewnia on tzw. gotowość naziemną). Instalacja klimatyzacyjna — zapewnia utrzymanie w kabinie nadciśnienia 25,5 kPa (=0,25 kg/cm²) i właściwej temperatury, zasilana jest ze sprężarki silnika. Instalacja tlenowa — typu Normalair-Garrett, pojemność butli z ciekłym tlenem — 5 l. Instalacja chłodzenia aparatury — obieg wymuszony opływem powietrza wokół samolotu, wlot u podstawy statecznika pionowego.

Wyposażenie. Radar wieloczynnościowy



Rys. 3. Schemat przebiegu skróconego startu z pokładu okrętu wyposażonego w pochylnię Ski jump

(celowanie, naprowadzanie pocisków rakietowych, pomoc nawigacyjna) typu Ferranti Blue Fox, nadajnik Plessey U/VHF Ultra, urządzenie TACAN (Hoffman), urządzenie rozpoznawczo-identyfikacyjne IFF (Cossor) system nawigacyjny bezwładnościowy Ferranti FE 541, projektor danych head-up display i kalkulator sterowania lotem Smith, radiostacja VHF 100-156 MHz/UHF 220-400 MHz, system automatycznej stabilizacji pomagający przy pionowym starcie i lądowaniu oraz zawieszanie i podczas lotu z małą prędkością. Anteny nadajników umieszczone na kadłubie i usterzeniu pionowym.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Twórcą koncepcji samolotu startującego pionowo przy wykorzystaniu sterowania wektorem ciągu był znany francuski konstruktor lotniczy Marcel Wibault. W 1954 r. opatentował on projekt samolotu nazwanego Gyrocopter z czterema dyszami ruchomymi zasilanymi powietrzem z czterech sprężarek odśrodkowych napędzanych silnikiem turbinowym Orion. Układ sprężarek przypominał swym położeniem położenie kół samochodu. W dwa lata później patentem Wibaulta zainteresowała się organizacja MWDP, zajmująca się rozwojem uzbrojenia NATO. W 1957 r., pod kierunkiem innego sławnego konstruktora — Brytyjczyka Sydneya Camma (Fury, Hurricane, Typhoon, Tempest, Hunter) rozpoczęto prace badawcze nad podobnym układem, w którym dwie ruchome dysze zasilane były powietrzem z wentylatora napędzanego silnikiem turbinowym Bristol Orpheus. Układ ten opracował główny konstruktor zakładów Bristol Engines, dr Hooker. Tę nową jednostkę napędową oznaczono BE.53. Wkrótce okazało się, że jest ona mało przydatna do napędu samolotu pionowego startu, umożliwiała jedynie start skrócony. W 1958 r. inny konstruktor, inż. Ralph Hopper, zaproponował kolejną wersję rozwiązania konstrukcji takiego silnika, już w obecnej jego formie. Dysponując tym silnikiem, nazwanym Pegasus, Sydney Camm zaprojektował samolot Hawker Siddeley P-1127 (nazwany następnie Kestrel). Budowę pierwszego prototypu ukończono w 1959 r., pierwszy lot odbył się 21 października 1960 r. (pilot Bill Bedford). Podczas badań prototypów miało miejsce kilka wypadków, zakończonych zniszczeniem lub poważnym uszkodzeniem prototypowych samolotów wskutek niesprawności układu sterującego dysz silnikowych. W 1962 r. lotnictwo W. Brytanii i USA (USA finansowały 75% kosztów rozwoju silnika) złożyło pierwsze zamówienia. W W. Brytanii samolot przewidywany był jako następcza myśliwców Hunter.

Równoległe z badaniami prototypów trwały dalsze prace projektowe: w 1960 r. opracowano projekt naddźwiękowego samolotu o identycznym układzie oznaczony P-1150 (V/STOL), a w latach 1962-66 projekt szczegółowy oznaczony P-1154 — według wymagań RAF i Royal Navy (prędkość ok. 2 Ma), nie został on jednak zrealizowany. Kontynuowano rozwój P-1127, doskonaląc silnik. Oblot pierwszego samolotu seryjnego odbył się 7 marca 1964 r., w tym samym roku utworzono pierwszą międzynarodową eskadrę (W. Brytania, USA, RFN) wyposażoną w te samoloty. Eskadrę rozwiązano w roku następnym, a samoloty przekazano do badań we wszystkich tych państwach (RFN — prototyp pionowzłotu VAK-191, USA — dalszy rozwój samolotu P-1127). W W. Brytanii opracowano po 1965 r. nową odmianę samolotu, nazwaną Harrier (oblot 31 sierpnia 1966 r.), wyposażoną w nowy silnik Pegasus Mk 101 o ciągu zwiększonym do 84,56 kN (=8620 kG). Kolejną wersję Harriera oznaczoną GR Mk 1 oblatano 28 grudnia 1967 r., weszła ona do służby w 1969 r. Następna odmiana GR Mk 1A miała silnik Pegasus Mk 102 o ciągu 88,99 kN (=9071 kG). 24 kwietnia 1969 r. oblatano wersję dwumiejscową oznaczoną T.Mk 2 (pierwszy seryjny samolot tej wersji oblatano 3 października 1969 r.) z silnikiem Pegasus Mk 101, weszła ona do służby w RAF w lipcu 1970 r. Kolejną wersją dwumiejscową T.Mk 2A miała silnik Pegasus Mk 102, a następna T.Mk 4 — Pegasus Mk 103. W grudniu 1970 r. opracowano wersję Mk 50 zgodną z wymaganiami lotnictwa USA, gdzie oznaczono ją AV-8A. Zamówienie było złożone już w 1969 r., pierwsze samoloty przekazano do USA na początku 1971 r. Dostarczono też pewną liczbę samolotów w wersji dwumiejscowej, otrzymała ona w USA oznaczenie TAV-8A. W tym też okresie koncern McDonnell Douglas nabył prawa licencyjne na produkcję tego samolotu w USA. 16 września 1971 r. oblatano nową odmianę Mk 52 z silnikiem Pegasus Mk 102 (zastąpiony wkrótce potem silnikiem Mk 103). W 1974 r. weszła do eksploatacji kolejna wersja GR Mk 3 z silnikiem Pegasus Mk 103. W okresie tym przeprowadzane były liczne i wszechstronne próby zastosowania samolotu w różnych warunkach, m.in. eksperymentowano starty i lądowania na pokładach okrętów przeznaczonych wyłącznie dla śmigłowców. Rozpoczęto opracowanie wielozadaniowej wersji morskiej z silnikiem Pegasus Mk 104, oznaczonej FRS Mk 1 i nazwanej Sea Harrier (prace nad tą wersją były czasowo przerwane, w tym czasie prowadzone były wspólnie

przez firmy Bristol Engines i Rolls-Royce. W USA prace rozwojowe skoncentrowano nad poprawą aerodynamiki — zmieniono całkowicie konstrukcję skrzydła, zmniejszono jego skos do 10°, przeniesiono podwozia pomocnicze bliżej kadłuba (między lotki a klapy), zmieniono wydłużenie i zastosowano zupełnie nowy, specjalnie opracowany profil nadkrytyczny o zmienionej grubości względnej (11,5% u nasady i 7,5% na końcu). Zmodyfikowana wersja otrzymała oznaczenie AV-8B. Początek prób przewidziany był na przełom 1978/79 r. Samoloty Harrier używane są w W. Brytanii, USA i Hiszpanii. W 1973 r. oficer Royal Navy D. R. Taylor zaproponował modyfikację profilu końcowego odcinka pokładu startowego lotników dla ułatwienia startu samolotu w konfiguracji STOL (efekt — znaczne oszczędności paliwa i podwyższenie udźwigu użytkowego samolotu o ok. 10%, skrócenie dobiegu). Modyfikacja kształtu polegała na nadaniu końcowemu odcinkowi pokładu lekkiego zmiennego nachylenia, przypominającego nieco skocznicy narciarskiej. Rozwiązanie to otrzymało nazwę Ski jump. Przeprowadzono liczne próby startów z pochylni o różnym kącie nachylenia, dochodząc do 20°. Wynalezienie pochylni Ski jump znalazło swe odbicie również w przemyśle okrętowym (proponując je tanim minilotnikowców, tzw. Harrier-carrier, budowanych nawet na kadłubach niszczycieli i fregat) i przewidywanej taktyce użycia samolotów Harrier. Ostatnią brytyjską wersją samolotu jest dwumiejscowa odmiana Sea Harriera, znajdująca się obecnie na etapie prób.

Uzbrojenie. Brak uzbrojenia stałego. Pod kadłubem można montować dwie gondole z działkami typu ADEN (kal. 30 mm) i zapasem amunicji do nich. Na jednym podkadłubowym i czterech podskrzydłowych uchwytach wyposażonych w zamki zwalniające ML można zawieszać bardzo różnorodne wyposażenie i uzbrojenie. W jego skład wchodzić mogą: bomby różnego typu i wagomiaru, pojemniki Matra 155 zawierające po 19 niekierowanych pocisków rakietowych SNEB kal. 68 mm, pociski kierowane AIM-9 Sidewinder. Na uchwycie podkadłubowym i wewnętrznych uchwytach podskrzydłowych zawieszane można masy do 910 kg, na zewnętrznych uchwytach podskrzydłowych — do 295 kg. Typowa masa na podwieszaniach wynosi 2270 kg, może ona być powiększona (przeciążenie samolotu) do 3600 kg. Na uchwytach zewnętrznych mogą być zawieszane także zbiorniki paliwowe lub pojemniki ze sprzętem specjalnym (np. do prowadzenia rozpoznania).

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	7,70 m
Długość	14,50 m
Długość po złożeniu noska	12,88 m
Wysokość	3,71 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,24 m
Baza podwozia	3,45 m
Rozstaw kół podpór skrzydłowych	6,76 m
Cięciwa skrzydła u nasady	3,56 m
Cięciwa skrzydła na końcówce	1,26 m
Powierzchnie	
Skrzydło	18,68 m ²
Lotki	0,98 m ²
Klapy	1,29 m ²
Statecznik pionowy (z płetwą podkadłubową)	2,40 m ²
Ster kierunku	0,49 m ²
Usterzenie poziome	4,41 m ²
Wydłużenia	
Skrzydło	3,174
Usterzenie poziome	4,077

Masy

Własna	5700 kg
Startowa maks.	11 340 kg
Startowa maks. (VTOL)	9060 kg
Uzbrojenie norm.	2270 kg
Uzbrojenie maks. (z przeciążeniem)	3600 kg
Obciążenia	
Obciążenie powierzchni (VTOL)	485,0 kg/m ²
Obciążenie powierzchni (CTOL)	607,1 kg/m ²
Obciążenie ciągu (VTOL)	94,74 kg/N (=0,929 kg/kG)
Obciążenie ciągu (CTOL)	118,58 kg/kN (=1,163 kg/kG)

Osiągi

Prędkość pozioma maks.	1160 km/h
Dopuszczalna prędkość nurkowania	1,28 Ma
Prędkość przelotowa	900 km/h
Pułap	15 300 m
Zasięg bojowy	650 km
Długość rozbiegu STOL (przy wietrze względnym 55,5 km/h)	150 m

T.M.

Problemy eksploatacyjne konstrukcji (II)¹⁾

Obsługa urządzeń radionawigacyjnych i graniczne wielkości prądów sygnałów alarmowych

Po pewnym wypadku lotniczym badanie urządzeń ILS i wskaźnika ścieżki schodzenia wykazało, że regulacja granicy występowania sygnału była zbyt wysoka. Mogło być to przyczyną zarówno nadmiernej czułości wskaźnika kursu, jak też braku sygnałów ostrzegających w przypadku niewłaściwej pracy.

Osoby obsługujące (przeglądające) urządzenia muszą upewnić się, że obsługa odbywa się zgodnie z instrukcją, szczególnie w zakresie regulacji prądu alarmowego i sygnalizacji odchyłki od kursu. Przed zabudową urządzeń w samolocie należy sprawdzić, czy granice prądu, na jakie zostały ustawione poszczególne bloki, zgadzają się z całością systemu w samolocie. Wszelkie niezbędne regulacje muszą być wykonane przez personel o odpowiednich uprawnieniach w warsztacie wyposażonym w odpowiedni sprzęt i instrukcje.

Większość urządzeń przenośnych, wykrywających duże niesprawności urządzeń alarmowych, jest niewystarczająca do sprawdzenia działania tych urządzeń w pewnych istotnych przypadkach. Nie wykryją one czy granice wielkości prądu zapewniają właściwe pojawianie się sygnałów ostrzegawczych.

CAA²⁾ prowadzi dyskusje z wytwórcami nt. modyfikacji wyposażenia. Chodzi o to, aby przez umożliwienie wyłączania generatorów częstotliwości zapewnić sprawdzenie obwodów alarmowych. Wynik tych dyskusji będzie tematem biuletynów wydanych przez wytwórców,

Dobrze byłoby, aby wszystkie bloki, które mogą być regulowane na różne obciążenia (prądowe), niezależnie od tego, czy są w samolocie, czy w magazynie, były wyposażone w tabliczki informujące o obciążeniu, na które zostały wyregulowane. Tabliczki takie były umieszczone na widocznym miejscu na przodzie bloku. Na samolocie, w miejscu, gdzie jest montowany dany blok, byłaby również tabliczka z takimi danymi. CAA będzie się starało nakłonić do tego użytkowników oraz organizacje zajmujące się obsługą wyposażenia radionawigacyjnego.

Uziemienie świateł migających

Miał miejsce wypadek wybuchu i pożaru bezpośrednio przed startem lekkiego samolotu produkcji amerykańskiej. Iskra elektryczna wywołana nieprawidłowo uziemionym światłem błyskowym spowodowała zapalenie się wyciekającego z instalacji paliwa. Po tym incydencie został wydany przez FAA Awaryjny Biuletyn (*Emergency Airworthiness Directive 74-20-11*) dotyczący samolotów Beech.

Ponieważ takie niebezpieczeństwo może wystąpić w czasie eksploatacji każdego samolotu, na którym umieszczone są światła błyskowe (typu stroboskopowego), użytkownicy samolotów powinni zwrócić szczególną uwagę na właściwe

uziemienie świateł. Dla wszystkich samolotów zaleca się sprawdzanie uziemienia lamp błyskowych zainstalowanych w miejscach, gdzie może pojawić się paliwo z przecieków lub drenażu.

Uziemienie powinno być niezawodne i mieć oporność pomiędzy obudową światła a miejscem zainstalowania na samolocie nie większą niż 0,05 oma. Uziemienie powinno mieć postać krótkiego, elastycznego paska metalu (taśmy) przymocowanego do obudowy lampy i do samolotu i powinno zapewnić kontakt między oczyszczonymi powierzchniami metalu. Po wykonaniu takiego połączenia powinno być ono zabezpieczone przed korozją. Jeśli opisane uziemienie jest niepraktyczne, należy zapewnić dobry kontakt (metal na metal) pomiędzy obudową lampy a samolotem. Obszar kontaktu musi być czysty, wolny od farby, zanieczyszczeń lub korozji. Zalecenia te dotyczą zarówno samolotów ze światłami błyskowymi zamocowanymi przez wytwórcę, jak też tych, na których zostały one zainstalowane później.

Przeгляд i ewentualna naprawa uziemienia powinny być wykonane jak najwcześniej, nie później jednak niż przy obsłudze okresowej płatowca.

Zabezpieczenie korków wlewu paliwa

Zanotowano przypadek wycieku paliwa na skrzydło, w wyniku czego powstała konieczność wyłączenia jednego z silników dla zmniejszenia ryzyka pożaru. Przeprowadzony przegląd wykazał, że po zakończeniu tankowania pokrywa wlewu została nałożona niewłaściwie: łańcuszek dostał się pomiędzy pokrywą a uszczelkę. Spowodowało to powstanie szczeliny, przez którą paliwo było wysysane w czasie lotu. Przy tankowaniu należy zwracać szczególną uwagę na prawidłowe nałożenie korków.

Naprawa obwodu drukowanego

Badania nieprawidłowego działania urządzeń elektronicznych i radiowych pozwoliły ustalić, że pewne naprawy lub przeróbki obwodów drukowanych zostały przeprowadzone w sposób niezgodny z zaleceniami wytwórcy wskutek braku umiejętności technicznych ze strony wykonawców, a także wskutek użycia niewłaściwego wyposażenia naprawczego.

CAA pragnie podkreślić pewne zasady obowiązujące przy podejmowaniu prac tej klasy:

— wykonujący takie naprawy powinni być przeszkoleni w tym zakresie;

— należy zapewnić odpowiednie wyposażenie i pomieszczenie do pracy. Gdy stopień złożoności naprawy zmusza do użycia specjalnego wyposażenia badawczego, obsługujący muszą być specjalnie przeszkoleni;

— naprawy powinny być prowadzone zgodnie z instrukcją wytwórcy dotyczącą samolotu lub wyposażenia albo metodami zatwierdzonymi przez uprawnioną organizację;

— przy podejmowaniu dalszych napraw należy zwracać uwagę na ograniczenia narzucone przez poprzednie naprawy, szczególnie na możliwość wywołania niedopuszczalnego

¹⁾ Publikujemy dalszy ciąg zaleceń o charakterze konstrukcyjno-eksploatacyjnym, podanych przez brytyjski nadzór lotniczy CAA dla użytkowników i wytwórców samolotów. Doświadczenia te mogą być wykorzystane w kraju.

²⁾ Civil Aviation Authority (Nadzór Lotniczy Wielkiej Brytanii).

zmniejszenia wytrzymałości połączeń laminowanych (klejonych);

— wszelkie naprawiane obwody muszą być poddane kompletnemu przeglądowi wizualnemu i pod względem działania. Przegląd i badanie musi obejmować pełny zakres działania obwodu i nie może ograniczać się tylko do części naprawionej;

— wszelkie wykonane prace muszą być opisane, potwierdzone i opis powinien być przechowany w sposób wymagany przez przepisy.

Dalsze informacje o sprawach związanych z naprawą obwodów drukowanych będą udostępnione w opracowaniu CAIP nr MMC/1—2, które znajduje się w przygotowaniu.

Środki ewakuacji awaryjnej — drzwi i trapy ewakuacyjne

Podczas ewakuacji awaryjnej samolotu po zderzeniu na ziemi wystąpiły trudności z otwarciem dwojga drzwi samolotu i napełnieniem połączonych z nim nadmuchiwanym trapek ewakuacyjnych. Badanie wykazało, że trudności te były wywołane nieprawidłowym przechowywaniem (ułożeniem) trapek i ich urządzeń zwalniających, a niekiedy — użyciem niewłaściwej części. Podobne trudności wystąpiły również w USA przy różnych typach samolotów.

Oprócz fachowych przeglądów stosowane jest zdejmowanie trapek z samolotów w odstępach około półtorarocznych, napełnianie ich i poddawanie przeglądowi. Nie pozwala to jednak na wykrycie pewnych uszkodzeń w ich zamocowaniu, które mogą uniemożliwić otwarcie drzwi lub wyrzucenie i napełnienie trapy. Takie właśnie uszkodzenia były w przeszłości częstą przyczyną trudności związanych z użyciem trapek. Dlatego lepiej jest sprawdzać je przez otwarcie drzwi przy „odbezpieczonych” trapekach. Należy podkreślić, że ta czynność nie może być jedyną formą sprawdzania trapek, ale stanowi bieżącą kontrolę działania drzwi i trapy.

We wszystkich samolotach wyposażonych w automatycznie wyrzucane przy otwieraniu drzwi trapy każdy z zespołów drzwi-trapy powinien być sprawdzany przez uruchamianie nie rzadziej niż co 18 miesięcy. Badanie to powinno być kontynuowane aż do uzyskania zadowalających wyników, po czym można zmniejszyć liczbę prób i przejść na „prób-kowanie” w porozumieniu z CAA. Próby te powinny być wykonywane przez personel kabinowy. Jeśli próby zwalniania trapek i ich napełniania były już wykonywane, należy je kontynuować. Dla każdego typu samolotu w ciągu dwóch lat wykonuje się nie mniej niż 10 prób, ale i nie mniej niż 100% ogólnej liczby drzwi zaopatrzonych w trapy. Próby mogą być losowe, ale należy zapewnić stosunkowo równomierny rozkład prób na samolotach.

W uzupełnieniu opisów dotyczących defektów, których rejestracja jest obowiązkowa, należy prowadzić także opis defektów dotyczących otwarcia drzwi i napełniania trapek. Opis ten musi być dostępny dla CAA. Użytkownicy muszą wysłać do CAA uzupełnienia instrukcji obsługi uwzględniające próby wykonywane zgodnie z wymaganiami tej notatki.

Zamki i połączenia samozabezpieczające się

Ostatnie zdarzenia lotnicze dotyczące śmigłowców przypominały o istniejącym niebezpieczeństwie rozłączania się połączeń samozabezpieczających się. Po rozłączeniu się połączeń układ sterowania przestaje działać. Podobne przypadki zarejestrowano także w eksploatacji samolotów.

Personel obsługujący musi zwracać szczególną uwagę na zabezpieczenie i dopasowanie wszystkich połączeń samozabezpieczających się w układzie sterowania oraz połączeń i zamków, które są często rozłączane. Należy przestrzegać zaleceń producenta dotyczących użycia i ewentualnego powtórnego wykorzystania używanych już elementów samozabezpieczających się. Takie elementy mogą być używane pow-

tórnie gdy użytkownik ma pewność, że własności samozabezpieczenia się nie zostały naruszone. Gdy nie ma specjalnych wskazówek użytkownika, można posłużyć się biuletynem CAIP BL/6—13, § 8.

Obsługa naziemna samolotów transportowych

W ostatnich latach w starszych typach samolotów transportowych zdarzały się uszkodzenia podwozia przedniego. Były one częściowo związane z obciążeniami wynikającymi z holowania lub przetaczania wstecz. Takie obciążenia w niektórych przypadkach doprowadzały do powstawania pęknięć zmęczeniowych i w rezultacie do zniszczenia.

Producenci samolotów zabezpieczając odpowiedni sprzęt do obsługi naziemnej, dostosowany do typu samolotu, wytrzymały na przeciążenia samolotu (odpowiednią wytrzymałość można uzyskać przez użycie ścinanych szpilek, uniemożliwiających przekroczenie wyznaczonych obciążeń). Przeciążenie może jednak wystąpić przy gwałtownym przyspieszeniu lub hamowaniu, szczególnie gdy używa się wielkich i mocnych ciągników do mniejszych samolotów. Ponadto niektóre obecnie stosowane manewry nie były przewidywane w projektach starszych samolotów. Użytkownicy starszych typów samolotów muszą zapewnić użycie właściwego sprzętu naziemnego i odpowiednią obsługę, powinni też sprawdzić u wytwórcy samolotów, czy manewrowanie na ziemi jest zgodne z projektem samolotu.

Napęd klap w samolotach średniej wielkości

Zdarzały się przypadki nagłego niesymetrycznego schowania klap. Dwa z tych przypadków (jeden z nich doprowadził do wypadku śmiertelnego) zdarzyły się na różnych typach samolotów pochodzenia amerykańskiego i były spowodowane nieprawidłowym działaniem pojedynczego wyłącznika ograniczającego wychylenie klap w dół.

Wynikłe nieprawidłowości działania mechanizmu napędu klap doprowadziły do powtarzalnego wysokiego obciążenia, gdy mechanizm osiągał granice ruchu (bez wyłączenia się). Inne przypadki związane z niesymetrycznym schowaniem się klap były wynikiem uszkodzeń mechanizmu przenoszenia ruchu, tj. linek lub cięgieł.

Zaleca się, aby podczas prób funkcjonalnych układu napędu klap zwrócić szczególną uwagę na prawidłowe działanie wszystkich mikrowyłączników, które ograniczają ruch klap, a także na stan wszystkich elementów mechanizmu, które są widoczne.

Ogólne zalecenia obsługowe zostaną uzupełnione próbami wynikającymi z tych zaleceń. Gdy ograniczenia ruchu klap (wypuszczanie lub chowanie) są spowodowane złym działaniem pojedynczego mikrowyłącznika — mechanizm musi być sprawdzony na przeciążenia statyczne. Jeśli możliwa jest modyfikacja polegająca na zastosowaniu dodatkowego mikrowyłącznika, zaleca się jej wprowadzenie. Jeden z wytwórców już wprowadził do produkcji tę zmianę.

Sterowanie zespołem napędowym

Zdarzenie lotnicze, które łatwo mogło się stać poważnym wypadkiem, miało miejsce wskutek pęknięcia giętkiego cięgła napędzającego dźwignię składu mieszanki (poprawki wysokości) w pobliżu gaźnika. Dźwignia wskutek drgań przestawiła się w pozycję „uboga mieszanka”, co spowodowało stratę mocy silnika podczas startu.

Konstruktorzy, stosując napęd cięgłami giętkimi, powinni brać pod uwagę konsekwencje ich pęknięcia; powinni zatem wprowadzać urządzenia cierne (samohamowności) lub sprężyny, które zapewniają ustawienie dźwigni w najbezpieczniejszej pozycji.

A.K.

WCT/34/K/79

Przyrządy pokładowe:

- 1 — wysokość, wysokość — metry
- 2 — prędkość
- 3 — wznoszenie/opadanie
- 4 — przechylenie, przechylenie
- 5 — pochylenie, pochylenie
- 6 — blokowanie, blokowanie pionu giroskopowego
- 7 — radiobusola
- 8 — szerokość/długość/nastawnik kursu
- 9 — szybkie uzgodnienie kursu
- 10 — czas lotu
- 11 — sekundomierz, stoper
- 12 — 8 dni, 2 doby
- 13 — ładowanie, ciśnienie ładowania
- 14 — obroty
- 15 — temperatura
- 16 — cylindry, temperatura głowic
- 17 — wysokość w kabine/ciśnienie różnicowe
- 18 — wydatek powietrza
- 19 — powietrze w kabine °C
- 20 — litry
- 21 — suma 1/2/wył.
- 22 — litry olej
- 23 — kłapa — góra/dół — w górę/w dół
- 24 — wypuszczanie podwozia — lewa goleń/prawa goleń

Pilot automatyczny, autopilot/układ dyspozycyjny:

- 25 — autopilot — przygot./włączony
- 26 — przygotowanie AP/AP włączony
- 27 — zasilanie AP, włączenie AP
- 28 — zakręt L/P
- 29 — schodzenie/wznoszenie, zniżanie/wznoszenie
- 30 — stabilizacja wg busoli giroindukcyjnej
- 31 — pochylenie
- 32 — automatyczne wyważenie, siła — od siebie/na siebie
- 33 — horyzont, poziom, sprowadzenie samolotu do pozycji poziomej
- 34 — korekcja wysokościowa, korektor wysokości
- 35 — odłącz. autopilota, odłącz. AP
- 36 — środki radiotechniczne (nawigacji)
- 37 — kurs/ścieżka schodzenia
- 38 — uszkodzenie w kanale podłużnym/uszkodzenie w kanale poprzecznym
- 39 — uszkodzenie pionu giroskopowego
- 40 — (automatyczna) kontrola (układu)

Wyposażenie elektryczne:

- 41 — prąd stały
- 42 — prąd zmienny, prąd przemienny — 115V/36V
- 43 — bezpieczniki
- 44 — szyna awaryjna/szyna główna
- 45 — ręczne/szyna główna/automat.

- 46 — pokład/lotnisko, zasilanie pokładowe/zasilanie lotniskowe
- 47 — Uwaga! Zabrania się odłączać akumulatory od sieci pokładowej do całkowitego zatrzymania silnika
- 48 — prądnicę prądu stałego — odłącz. awar.
- 49 — regulatory napięcia prądorozruszników — więcej/mniej
- 50 — włączenie prądnic do sieci pokładowej
- 51 — wzбудz. prąd., wzbudzenie prądnic
- 52 — reflektor lewy/prawy
- 53 — reflektory — duże światło/małe światło — wypuszczone/schowane
- 54 — światła nawigacyjne
- 55 — światło antykolizyjne, migacz
- 56 — podświetlenie, oświetlenie przyrządów, oświetlenie ultrafioletowe
- 57 — opornik (regulacyjny) oświetlenia ultrafioletowego
- 58 — noc/dzień/kontrola lamp
- 59 — lampa sufitowa
- 60 — lampa przenośna, gniazdko lampy przenośnej
- 61 — ogrzewanie zegara
- 62 — ogrzewanie (rurki) Pitota
- 63 — ogrzewanie odbiorników ciśnienia powietrza
- 64 — ogrzewanie szyby — intensywne/osłabione — silnie/słabo
- 65 — ogrzewanie — lewych szyb/prawych szyb
- 66 — wentylator
- 67 — wycieraczka szyby
- 68 — spryskiwacz (szyby)
- 69 — sterowanie rejestratorem

Sygnalizacja:

- 70 — kontrola lamp(ek), sprawdzenie lamp(ek)
- 71 — przed lotem — sprawdź sprawność wszystkich lampek sygnalizacyjnych w kabine
- 72 — wyłączenie dzwonka
- 73 — wyłączenie syreny
- 74 — rakiety sygnalizacyjne
- 75 — niebezpieczna wysokość
- 76 — przecignięcie, krytyczny kąt (natarcia)
- 77 — prędkość krytyczna
- 78 — drzwi i luki otwarte
- 79 — rozhermetyzowanie, dekompresja
- 80 — awaryjne rozładowanie ciśnienia
- 81 — korzystaj z tlenu, korzystajcie z tlenu
- 82 — samolot oblodzony
- 83 — oblodzony lewy silnik/oblodzony prawy silnik
- 84 — kontrola RIO, kontrola radioizotopowego wskaźnika oblodzenia
- 85 — kontrola pożaru, sygnalizacja pożaru — gaszenie pożaru/sprawdzanie
- 86 — sprawdzenie nadajników, sprawdzenie sygnalizatorów

РУССКИЕ НАДПИСИ И ТРАФАРЕТЫ (I)

Приборное оборудование:

- 1 — высота, высота — метры
- 2 — скорость,
- 3 — подъем/спуск
- 4 — крен
- 5 — тангаж
- 6 — арретир, арретир ЦГВ
- 7 — радиокompас
- 8 — широта/долгота/задатчик курса
- 9 — быстрое соглас. компаса
- 10 — время полёта
- 11 — секундомер
- 12 — 8 дней, 2 сутки
- 13 — наддув
- 14 — обороты
- 15 — температура
- 16 — цилиндры
- 17 — высота в кабине/перепад давлений
- 18 — расход воздуха
- 19 — воздух кабины °C
- 20 — литры
- 21 — сумма 1/2/выкл.
- 22 — литры масло
- 23 — закрылки — верх/ниж
- 24 — выпуск шасси — левая нога/правая нога

Автопилот/командная система:

- 25 — автопилот — готов./включен
- 26 — подготовка АП/включен АП
- 27 — питание АП, включение АП
- 28 — разворот Л/П
- 29 — спуск/подъем
- 30 — стабилиз. ГИК
- 31 — тангаж
- 32 — автотримм., усилие — от себя/на себя
- 33 — горизонт
- 34 — КВ, корректор высоты
- 35 — отключ. автопилота, отключ. АП
- 36 — РТС, радиотехнические средства
- 37 — курс/глиссада
- 38 — отказ продольного канала/отказ бокового канала
- 39 — отказ ЦГВ, отказ центральной гировертикали
- 40 — тест контроль

Электрооборудование:

- 41 — постоянный ток
- 42 — переменный ток — 115 в/36 в
- 43 — предохранители
- 44 — аварийная шина/основная шина
- 45 — ручное/осн. шина/автом.
- 46 — борт/аэродром
- 47 — Внимание! Запрещается отключать аккумуляторы от бортсети до полной остановки двигателя
- 48 — генераторы пост. тока — авар. откл.

- 49 — регуляторы напряжения СТГ — больше/меньше
- 50 — включение генератора на бортсеть
- 51 — возбужд. генер.
- 52 — фара — левая/правая
- 53 — фары — большой свет/малый свет — выпущены/убраны
- 54 — АНО
- 55 — проблеск. маяк
- 56 — подсвет, освещен, прибор, УФО
- 57 — РУФО
- 58 — ночь/день/контроль ламп
- 59 — плафон
- 60 — переносная лампа, розетка переносной лампы
- 61 — обогрев часов
- 62 — обогрев (трубки) ПВД
- 63 — обогрев приемников воздушных давлений
- 64 — обогрев стекла — интенсив./ослабл. — сильно/слабо
- 65 — обогрев — левых стекол/правых стекол
- 66 — вентилятор
- 67 — стеклочиститель
- 68 — опрыскиватель
- 69 — управл. самописц.

Сигнализация:

- 70 — контроль ламп, проверка ламп
- 71 — перед полётом — проверь исправность всех сигнальных ламп в кабине
- 72 — выключение звонка
- 73 — выключение сирены
- 74 — сигнальные ракеты
- 75 — опасная высота
- 76 — сваливание, срыв, крит. угол
- 77 — крит. скорость
- 78 — двери и люки открыты
- 79 — разгерметизация
- 80 — аварийный сброс давления
- 81 — пользуйся кислородом, пользуйтесь кислородом
- 82 — облед. самолет
- 83 — облед. лев. двигат./облед. прав. двигат.
- 84 — контроль RIO, контроль радиоизотопного индикатора обледенения
- 85 — контроль пожара, сигнализация пожара — пожаротушение/проверка
- 86 — проверка датчиков
- 87 — сигнал пожара — при отсутствии сигнала при пожаре нажми соответствующую лампу-кнопку
- 88 — пожар внутри двигателей — левый/правый
- 89 — сигнализация ср. баллонов II очередь

(К. Д.)

- 87 — сигнал pożaru — jeżeli brak sygnału przy pożarze naciśnij odpowiedni przycisk świetlny
- 88 — pożar wewnątrz silników

- lewy/prawy
- 89 — sygnalizacja zadziałania butli II kolejność

(K.D.)

WCT/34/K/79

Systemy komputerowe w liniach lotniczych (II)

Szybko wzrastająca liczba przewożonych pasażerów i trudności w ich obsłudze za pomocą tradycyjnych metod zmusiły przewoźników do podjęcia kosztownej automatyzacji przetwarzania danych w lotnictwie komunikacyjnym. Wielkość zainwestowanych środków oraz plany w tej mierze na najbliższą przyszłość opisano w artykule.

Przegląd systemów niektórych linii lotniczych

AIR CANADA

System rezerwacji pasażerskich Reser Vec II obsługuje terminale w 46 miastach Kanady, w USA i Europie, a także dokonuje rezerwacji dla AIR JAMAICA i czterech kanadyjskich przewoźników regionalnych (Pacific Western, Eastern Provincial, Transair, Quebecair). System wszedł do eksploatacji w 1970 r., zastępując poprzedni system Reser Vec I. Wdrożenie systemu wymagało czterech lat. Oparty był on początkowo na trzech procesorach SPERRY UNIVAC 1108. W 1976 r. urządzenia te zastąpiono trzema maszynami UNIVAC 1110. W ub. roku dodano czwartą. W 1977 r. system zrealizował 360 mln transakcji.

W 1974 r. wprowadzono w Toronto i w Montrealu automatyczne drukowanie biletów. W czasie drukowania biletu odpowiednie dane przekazywane są do pamięci w celu zapamiętania danych o odbytych lotach i dla celów statystycznych.

Obecnie Air Canada jest w trakcie instalowania terminali w biurach większych agencji podróży, a nawet u większych klientów. W 1977 r. zainstalowano ich 217, a dalsze 63 były w trakcie instalowania [4].

System Reser Vec II pracuje także dla niektórych potrzeb związanych z obsługą techniczną samolotów. Tak np. czas pracy poszczególnych samolotów i inne dane mające związek z obsługą samolotów są rejestrowane bieżąco.

System dla przewozów towarowych

We współpracy z systemem Reser Vec II działa system obsługujący ruch towarowy. System ten (ACCES), opracowany przez Air Canada, został następnie sprzedany przez nią firmie SPERRY UNIVAC [5]. Firma ta ma rozszerzyć i ulepszyć ten program. Ulepszony system ma wykonywać 25 funkcji, z których 12 to usprawnione funkcje systemu ACCES, a pozostałe 13 opracowane są przez Sperry.

A oto lista funkcji realizowanych przez nowy system:

- 1) ewidencja rozporządzalnego udźwigu i pojemności w poszczególnych lotach,
- 2) planowane załadowania samolotu,
- 3) wycena kosztów przewozu,
- 4) ustalanie tras przewozu,
- 5) sporządzanie listów przewozowych i ich kontrola,
- 6) produkowanie informacji o ruchu przesyłek, gromadzenie ich i dystrybucja,
- 7) informacja o statusie przesyłki,
- 8) dostarczanie informacji na temat specjalnej obsługi przesyłek na ziemi (jeżeli jest wymagana),

9) wytwarzanie i dystrybucja informacji związanych z odprawą celną,

10) drukowanie (lub wyświetlanie na monitorze) kilkunastu formularzy związanych z odprawą celną,

11) obciążenie klienta opłatami innymi niż za przewóz (odbiór przesyłki od klienta, dostawa itp.),

12) kalkulacja opłat za składowanie,

13) wystawianie rachunków klientom,

14) kontrola kredytu udzielanego klientom,

15) kontrola płatności gotówkowych,

16) obliczanie prorejtów dla celów rozliczeń między liniami,

17) prowadzenie rozliczeń między liniami,

18) kontrola magazynów (w tym lokalizacja przesyłek),

19) kontrola obrotów jednostkami ładunkowymi,

20) ewidencja należnych płatności,

21) sporządzanie informacji dla kierownictwa,

22) sporządzanie informacji dla potrzeb marketingu,

23) trening personelu w korzystaniu z systemu,

24) integracja systemu z innymi systemami.

Warunki terytorialne Kanady spowodowały konieczność rozwiązania także wielu innych spraw (np. optymalizacji sieci przemysłowych i dyslokacji sprzętu). Jako nietypowe — problemy te pomijamy.

ALITALIA

W tym przedsiębiorstwie interesujący jest przede wszystkim program obsługi przewozów towarowych. System komputerowy PO4 obsługujący ruch towarowy został w ALITALIA uruchomiony w 1972 r. Dowiązано go do systemu rezerwacji pasażerskiej ARCO. System ten kieruje przewozem towarów dokonywanym w dwu DC-8-62F i w lukach Boeingów 747. Okazał się on tak nowoczesny i efektywny, że kupiło go od ALITALIA wiele linii: TWA, PAN AM, EASTERN AIRLINES, KLM i SWISSAIR.

Wzrost potrzeb skłonił włoskiego przewoźnika do opracowania ulepszonych programu P31, który jest obecnie wdrażany do użytku. Terminale tego systemu mają być instalowane w lokalach większych agentów i spedytorów towarowych.

Jak inne komputerowe systemy, P31 przechowuje dane o tysiącach lotów i może szybko poinformować czy i jaka ilość danego towaru, wagowo i objętościowo, może być przyjęta na dany lot. Zapamiętuje numer listu przewozowego, ciężar ładunku, objętość, liczbę paczek, rodzaj towaru, dowolną instrukcję obchodzenia się z przesyłką, a także dostarcza do miejsca przeznaczenia informację potwierdzającą, że przesyłka rzeczywiście została wysłana danym lotem. Pełne wprowadzenie P31 przewiduje się na 1980 r. System będzie zawierał:

— połączenia z 225 lotniskami i ośrodkami rezerwacji towarowej (obecnie 12),

— metodę automatycznego sporządzania dokumentów na nie wysłaną część przesyłki, nadanej wcześniej jako całość,

— automatyczne przenoszenie nie zmieniających się danych na nowe dokumenty przewozowe, gdy np. z pewnych

powodów przesyłka musi być wysłana innym lotem niż ten, na który była pierwotnie nadana,

— automatyczne drukowanie zawiadomień o nadejściu przesyłki dla zainteresowanych służb,

— śledzenie obiegu jednostek ładunkowych, co powinno skutecznie pomóc w egzekwowaniu opłat za przetrzymywanie kontenerów przez obcych przewoźników i obniżęć opłaty za przetrzymywanie obcych kontenerów,

— automatyczne przetwarzanie danych rezerwacyjnych, tj. przyjęcie żądania rezerwacji, dokonanie jej i potwierdzenie dla żądających i dla wszystkich zainteresowanych lotnisk,

— ewidencja przychodzących przesyłek wg numerów listów przewozowych (co robił także PO4), ale również wg nazwisk (nazw) odbiorców.

Program P31 może być przetwarzany na tym samym sprzęcie co P04; sprzętu nie trzeba więc wymieniać.

S A S

System komputerowy SAS-u, nazwany SASCO, wykonuje funkcje związane z rezerwacją pasażerów, kierowaniem eksploatacją, kierowaniem załadunkiem, planowaniem załóg, obsługą techniczną, utrzymaniem samolotów, gospodarką częściami zamiennymi, analizą danych o przebiegu lotu — wiele z nich oparto na wspólnych danych. System działa na zasadzie kombinacji pracy w czasie rzeczywistym i przetwarzania partiowego.

System, którego centrum znajduje się w Kopenhadze, miał na początku dwie centralne jednostki UNIVAC 494, uzupełnione następnie dwiema dalszymi. Piąta jednostka planowana jest na rok 1979. SAS jednak, uwzględniając rosnące potrzeby, weryfikuje ten plan i bierze pod uwagę zakup pojedynczej maszyny UNIVAC 1100/83, której moc będzie odpowiadała mocy 4 maszyn 494. Programy przygotowane dla maszyny 494 będą mogły być eksploatowane na nowym komputerze.

System SASCO zawiera trzy niezależne ośrodki sterowania przepływem informacji: w Kopenhadze, Oslo i Sztokholmie; każdy z własnym małym komputerem. Połączone są one z głównym ośrodkiem komputerowym SAS-owską siecią transmisyjną TEL-CON, która obsługuje ok. 2000 terminali agencji pasażerskich, towarowych i biur podróży w Skandynawii.

TEL-CON współpracuje z większością 97 minikomputerów systemu SASCO. One to odbierają, przechowują i automatycznie przekazują depesze z wielu terminali i kierują je jednym kanałem do Kopenhagi na polecenie otrzymane ze znajdującego się tam centralnego ośrodka sterowania.

Wszystkie operacje północnoamerykańskie są obsługiwane przez komputerowy system oparty na IBM 370, zorganizowany w Nowym Jorku. Rezerwacja pasażerska jest dokonywana przez ten komputer w czasie rzeczywistym i jest transmitowana do ośrodka SITA w Atlancie. Stąd dane rezerwacyjne przesłane są codziennie partiami do centrum SASCO w Kopenhadze. Jednak w związku z ostatnią rozbudową pojemności systemu w Kopenhadze, rezerwacja pasażerska w Ameryce Płn. będzie w przyszłości połączona z centrum w Kopenhadze bezpośrednim połączeniem TEL-CON.

Nowojorski komputer, niezależnie od powyższego, obsługuje także północnoamerykańskie przewozy towarowe, ale i to ma być przeniesione do Kopenhagi, gdzie z początku będzie się tylko przetwarzało dokumenty przewozowe, a w przyszłości także kontrolę odprawy towaru. W tym celu planuje się obecnie używany program CAREX, realizowany w systemie SASCO, zastąpić bardziej złożonym programem CARIN. Niektóre towarzystwa mają być włączone bezpośred-

nie do programu CARIN za pomocą terminali dostarczonych przez SAS.

OPS, inny program SASCO, dostarcza danych dla potrzeb SAS. Wprowadzane są do niego niezbędne informacje (i ich korekty) dotyczące sezonowych rozkładów lotów oraz codziennej eksploatacji samolotów. Pamięć OPS dostarcza statystycznych danych w takich dziedzinach jak: czasy lotów, przeloty samolotów, czas pracy silników. Dostarcza także danych do rezerwacji, planowania załóg i kontroli załadunku.

System kontroli załadunku LOCS działa w czasie przedodlotowej odprawy pasażerskiej. Rejestruje liczbę pasażerów w każdej klasie, ilość i wagę ich bagaży, wolną liczbę miejsc (z programu OPS) oraz przewidziany ładunek towaru i poczty. System konfrontuje następnie te dane z ilością niezbędnego paliwa i określa sposób załadowania zapewniający poprawne wyważenie samolotu. W wyniku tego LOCS daje wydruk z planowanym rozmieszczeniem załadunku personelowi obsługi płytowej. Jeżeli w ostatniej chwili zachodzą zmiany wynikłe np. z dotankowania samolotu, LOCS drukuje instrukcję co do zmiany rozmieszczenia bagażu i towaru. Przed startem drukowany jest arkusz wyważenia samolotu do akceptacji przez kapitana.

Po wydaniu zezwolenia na start, automatycznie wysyłana jest depesza do punktu przeznaczenia podająca liczbę pasażerów, określająca ilu z nich będzie kontynuowało lot na pokładzie tego samego samolotu, ilu musi przesiąść się na inny samolot oraz z którego bagażnika bagaż i towar ma być wyładowany.

Program dotyczący planowania załóg (zarówno kokpituwej jak i kabinowej) jest także oparty na systemie OPS. Dostarcza on automatycznie każdemu członkowi załogi plan na 2 tygodnie z góry. Jest to skomplikowany program, jeżeli wziąć pod uwagę 3000 członków załóg stacjonujących w Kopenhadze, Oslo i Sztokholmie i wymianę załóg w Anchorage, Atenach, Bangkoku, Lizbonie, Manili, Nairobi, New Delhi, Rio de Janeiro, Rzymie, Santiago, Seattle i Tokio. Musi on przy tym spełniać przepisy państwowe, umowy zbiorowe, plany co do wolnych dni i urlopów, okresów szkoleń oraz okresy ważności licencji, paszportów, wiz i szczepień.

System planowania załóg związany jest także z systemem sporządzania list płac, ponieważ komputer ciągle uaktualnia informacje o czasie pracy załóg, godzinach nadliczbowych, o czasie wolnym i innych elementach mających wpływ na wynagrodzenie.

Jeżeli chodzi o inny system — MOPS — system planowania obsługi technicznej to oczekuje się, że będzie on znaczącym czynnikiem w usprawnieniu pracy i zmniejszeniu kosztów obsługi samolotów. Po jego pełnym rozwinięciu będzie śledził pracę wszystkich samolotów i ich zespołów (agregatów) oraz gromadził statystyczne dane dotyczące napraw, czasu pracy, najczęściej spotykanych usterek itp. Obsługuje on nie tylko samoloty SAS, ale także inne, dla których SAS wykonuje usługi w Skandynawii, a przede wszystkim samoloty należące do członków grupy KSSU — KLM, SWISSAIR i UTA.

Informacje można uzyskać z komputera za pomocą terminali zainstalowanych w każdym warsztacie SAS-u w Skandynawii.

SAS ma w swoich warsztatach ok. 200 tys. różnych części zamiennych o wartości przeszło 300 mln koron szwedzkich, w samej tylko Kopenhadze, Oslo i Sztokholmie. Zakłady remontowe silników mają ponadto części o wartości 150 mln koron. System kontroli zaopatrzenia i gospodarką materiałami — MATS prowadzi dokładną ewidencję dostarczanych dla każdej stacji części. Jeżeli warsztat chce zamówić jakąś część zamienną, przekazuje zamówienie przez swój terminal do komputera SASCO w Kopenhadze.

Wówczas MATS przyjąwszy zamówienie sprawdza, czy daną częścią nie dysponuje inny warsztat. Jeżeli stan części osiąga minimum, komputer automatycznie drukuje zamówienie, zaadresowane i gotowe do wysłania do dostawcy. Pilne zamówienia do dostawcy w USA wysyłane są telexem. Planuje się ostatecznie, aby komputer SAS przekazywał zamówienia bezpośrednio do komputerów głównych dostawców.

I wreszcie system AIDS — Aircraft Integrated Data System. Został on zbudowany wspólnie przez SAS i jego partnerów z grupy KSSU dla celów związanych z eksploatacją przez tę grupę samolotów Boeing 747 i McDonnell Douglas DC-10. Mały pokładowy komputer ciągle kontroluje ok. 500 punktów pomiarowych podczas lotu. Rejestruje wartości, które odchylają się od normalnych i, jeżeli to konieczne, ostrzega załogę o odchyleniach za pomocą wydruku na pokładzie. Taśma magnetyczna z odczytaniami jest po zakończeniu lotu przekazywana do systemu.

Najbliższe perspektywy rozwoju systemów

Rozwój pojedynczych systemów. Ostatnio United Airlines poinformowały o planowanym rozwoju APOLLO — własnego systemu tej linii. Ma on być rozciągnięty na teren Azji i Australii. Bank informacji tego systemu zawiera informacje na temat 45 000 par miast, rozkład lotów i dane rezerwacyjne dotyczące 500 przewoźników, dane rezerwacyjne dla dziewięciu łańcuchów hoteli, 40 000 krajowych taryf lotniczych i kursy wymiany walut 43 krajów.

Łączenie sieci systemów. Dotąd praktykowano wypożyczanie pojemności procesora i udostępnianie programów jako formę oszczędzania kosztów u jednych, a wykorzystania pojemności systemu u drugich przewoźników. Opracowano także wspólne systemy dla wielu linii, tak jak np. zorganizowany przez SITA system, do którego należą PLL LOT (tylko w zakresie ruchu międzynarodowego), lub ARINC w USA, albo IACL — na Wyspach Karaibskich. Obecnie rozważa się łączenie poszczególnych systemów i budowę systemów globalnych. Ma to na celu nie tyle poprawę ekonomiki wykorzystania systemów, ile stworzenie lepszych warunków do sprzedaży produktu linii lotniczych — ich zdolności przewozowej. M.in. rozważana jest możliwość połączenia systemów PAN AM i UNITED AIRLINES.

Z interesującym projektem noszą się AMERICAN SOCIETY of TRAVEL AGENT (Amerykańskie Stowarzyszenie Biur Podróży ASTA) i AMERICAN EXPRESS (amerykańskie towarzystwo prowadzące system kart kredytowych). Projekt nazwano MAARS (MULTIACCES AUTOMATED RESERVATION SYSTEM — wielodostępny automatyczny system rezerwacji). Jego końcowym celem jest przyłączenie biur podróży (za pomocą terminali w tych biurach) do systemów rezerwacji wszystkich linii lotniczych. Dwa fragmenty takiego systemu działają próbnie w Chicago i w Nowym Jorku, a trzeci przygotowany jest dla Seattle.

Rozwój innych systemów niż rezerwacyjne. Postęp notuje się także w systemach obsługujących przewozy towarowe i eksploatację — łącznie z planowaniem załóg i planowaniem obsługi technicznej, gospodarką materiałową, sprawami personalnymi i sporządzaniem list płac. Tam gdzie jest to możliwe, linie starają się tworzyć wspólne banki danych, a informację raz wprowadzoną do pamięci wykorzystują dla wielu różnych programów. Np. te same informacje o czasie lotu załogi mogą być użyte do planowania załóg i sporządzania listy płac; dane o liczbie pasażerów mogą być użyte dla celów marketingowych i dla planowania tras, planowania załadowania oraz do wyznaczania samolotów.

Rozwój wielostronnego wykorzystania. Współczesne systemy przyjmują i przetwarzają w każdej chwili dane na-

dawane przez tysiące terminali i to przetwarzają je bieżąco i w praktyce natychmiast (jakkolwiek przetwarzanie partiami jest nadal stosowane dla mniej pilnych zadań, żeby zmniejszyć obciążenie procesora w szczycie). Wynik może być reprodukowany wizualnie na monitorze lub na żądanie, w postaci wydruku. Chcąc jednym słowem określić główną „umiejętność” współczesnych komputerowych systemów lotniczych, należy użyć słowa „wielorakość” (multiple). Mogą one obsługiwać w tym samym czasie wiele różnych programów i funkcji, często nie związanych ze sobą. Mogą działać równocześnie w wielu dziedzinach i miejscach, przetwarzając dane partiami i jednocześnie realizować polecenia otrzymane z terminali (np. przekazywać informacje, dokonywać rezerwacji itp.) oraz przetwarzać w rzeczywistym czasie dane związane z tymi operacjami.

Inne ogólne zadania na przyszłość. Można spodziewać się, że w dalszym rozwoju systemów EPD w lotnictwie znaczą się następujące ogólne tendencje:

— dalszy rozwój zintegrowanych banków danych, gdzie dane będą przechowywane w takiej formie, że będzie je można wykorzystać w szerokim wachlarzu różnorodnych programów,

— szersze wykorzystanie danych: linie lotnicze będą coraz szerzej wykorzystywać rozległe informacje dla kierowania, planowania i prognozowania,

— podróże bez biletów: dokumentem dostarczającym informacji o pasażerze, niezbędnych do dokonania rezerwacji i zajęcia miejsca w samolocie, będzie karta kredytowa. Dla każdego pasażera prowadzone będzie w pamięci systemu konto obciążeń z tytułu podróży i na tej podstawie wystawiany będzie raz w miesiącu rachunek. Za pomocą łączności powietrze-ziemia systemu tego będzie można używać także do sprzedaży biletów na pokładzie samolotu,

— sprawdzanie wypłacalności klienta w czasie rzeczywistym przez sprawdzenie jego konta; dotyczy to będzie zarówno pasażerów, jak i nadawców towaru,

— zmiana planowanej trasy pasażera: w okresach opóźnień lub innych zakłóceń w lotach, automatyczny, a więc szybki i optymalny wybór nowej trasy podróży, z tym samym lub innym przewoźnikiem, zmniejszy niedogodności podróżowania,

— przekazywanie danych w relacji powietrze-ziemia w czasie rzeczywistym pozwoli monitorować parametry pracy silnika w celu rejestracji, analizy i reagowania na wyłaniające się problemy techniczne we wczesnym stadium ich powstawania. Pozwoli to także rejestrować rzeczywisty czas pracy części i zespołów i pomoże w obsłudze technicznej samolotów,

— decentralizacja przetwarzania: wraz ze spadkiem kosztów i wzrostem „mocy przerobowej” małych komputerów i minikomputerów wiele czynności nadających się do skomputeryzowania będzie mogło być wykonane w miejscach odległych od centralnego procesora, zmniejszając tym samym jego obciążenie i budowę sieci połączeń. Przykład: wybór miejsc w samolocie przez pasażerów na lotnisku, przed wejściem do samolotu,

— indywidualne przetwarzanie: niedrogie, przystosowane do programowania przenośne kalkulatory z „umiejętnościami” małych komputerów pozwolą poszczególnym osobom wykonywać u siebie przy biurku dość szeroki wachlarz kalkulacji typu „co będzie jeżeli...”,

— rozwój sieci: jak wspomniano wcześniej indywidualne systemy będą łączone między sobą, poszerzając w ten sposób zakres dostępnych danych.

Podsumowanie

Komputeryzacja oszczędza liniom lotniczym czas i pieniądze, pozwala im efektywniej wykorzystać personel i ma-

terialne zasoby oraz lepiej służyć klientom. To co zrobiono dotychczas w dziedzinie automatyzacji nasuwa nieodparty wniosek, że automatyzacja nieuchronnie opanuje lotnictwo komunikacyjne z korzyścią dla linii lotniczych oraz ich pasażerów i klientów.

Sprawy automatyzacji w polskim lotnictwie komunikacyjnym trzeba oczywiście rozwiązywać, wychodząc z naszych potrzeb i naszych konkretnych możliwości organizacyjnych i ekonomicznych i uwzględniając w tym względzie sytuację za granicą (stan i prognozy). Może to prze-

strzec przed angażowaniem się w przestarzałe rozwiązania koncepcyjne i sprzętowe.

LITERATURA

1. J. ZWIERZYŃSKI: Automatyzacja procesu obsługi w transporcie lotniczym, część I i II. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 2 i 3 z 1970 r.
2. HL: Software Systems Are Key That Unlocks Computer Capabilities. *Air Transport World*, April, 1978, s. 34.
3. *Airline Executive*, June 1978, s. 58.
4. *Aerospace Canada*, winter 1978, s. 16.
5. *Canadian Travel News*, 9 czerwca 1977 r.

WCT/689/K/79

PROTOTYPY

Aerospatiale AS.332 Super Puma • Francja •

Taktyczny śmigłowiec transportowy

13 września 1978 r. odbył się pierwszy lot prototypu śmigłowca Aerospatiale AS.332 Super Puma, rozwojowej wersji i przyszłego następcy średniego śmigłowca transportowego, wojskowego i cywilnego, SA.330 Puma. W ciągu ostatnich pięciu lat sprzedaż wojskowych i cywilnych śmigłowców Puma stale wzrastała. Firma Aerospatiale postanowiła wykorzystując taki sam ładunek na takiej samej trasie co zwykła Puma). Postawiono poza tym zadanie zwiększenia niezawodności śmigłowca przez zwiększenie nadmiaru mocy i wzmocnienie konstrukcji oraz zmniejszenia wrażliwości na ostrzał przez zabezpieczenie ważniejszych zespołów. Nowy śmigłowiec ma być konkurencyjny w stosunku do amerykańskiego śmigłowca taktycznego Sikorsky UH-60A Black Hawk.

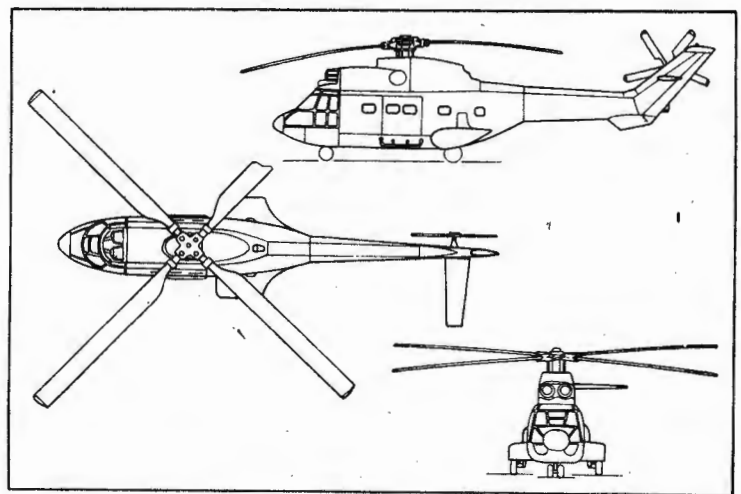
Śmigłowiec Super Puma ma taki sam kadłub jak jego poprzednik, zmieniono jedynie część nosową i dodano płetwę ogonową. Umożliwi to zastosowanie w przyszłości w śmigłowcach SA.330 nowych zespołów dynamicznych opracowanych dla Super Pomy. Są to silniki o większej mocy i mniejszym zużyciu paliwa, nowa przekładnia główna o elastycznym zawieszeniu oraz podwozie o większym skoku amortyzatorów i — na życzenie — o zmiennej wysokości.

Silniki Turbomeca Makila mają moc startową 1250 kW (1700 KM), maks. trwałą 1130 kW (1535 KM) i maks. chwilową 1325 kW (1800 KM), a ich jednostkowe zużycie paliwa jest o 20% mniejsze niż zużycie paliwa silników Turbomeca Turmo IVC o mocy startowej 1163 kW (1580 KM) i maks. trwałej 942 kW (1280 KM), napędzających śmigłowiec Puma SA.330L. Modułowa budowa silników znacznie ułatwia ich obsługę, przy czym trwałość międzynaprawcza wynosi 2000 h dla zespołów „gorących” i 3000 h dla zespołów „zimnych”. Silniki mają nowe osłony i zabezpieczone przed oblodzeniem wloty.

Przekładnia główna, o budowie modułowej, jest zaopatrzona w dwa układy olejania i może pracować przez godzinę bez oleju. Dzięki elastycznemu zawieszeniu korpusu i elastycznemu ułożyskowaniu wału uzyskano znaczne obniżenie poziomu hałasu w kabinie.

Lopaty wirnika nośnego są wykonane — podobnie jak w śmigłowcu Puma — z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem szklanym. Są one wyposażone w instalację przeciwołodzienną, która łącznie z zabezpieczeniem przeciw oblodzeniu wlotów silnikowych zapewnia nieograniczone własności IFR.

Opracowana została również morska wersja Super Pomy do zwalczania okrętów podwodnych, ze składanym wirnikiem nośnym i statecznikiem kierunku wraz ze śmigłem ogo-



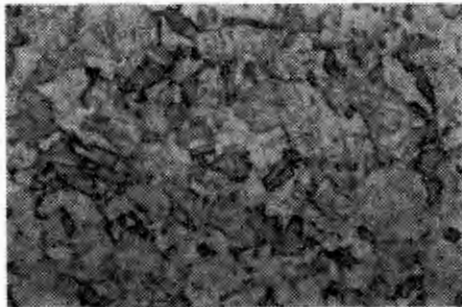
nowym. Wersja ta wyposażona jest w radar o kącie obserwacji 360° i uzbrojona w dwie torpedy.

Dane techniczne (w nawiasach dane dla śmigłowca Puma SA.330L): długość całkowita z obracającym się wirnikiem 18,21 (18,21) m; długość kadłuba 15,45 (14,82) m; wysokość całkowita 4,87 (5,14) m; szerokość kadłuba z osłonami podwozia 3,34 (3,00) m; średnica wirnika nośnego 15,08 (15,08) m; średnica śmigła ogonowego 3,04 (3,04) m; rozstaw podwozia 3,00 (2,38) m; baza podwozia 4,54 (4,04) m; masa własna 3785 (3590) kg; maks. masa startowa 7800 (7400) kg; masa użyteczna 3980 (3760) kg; maks. prędkość przelotowa 290 (258) km/h; wznoszenie 10,4 (6,1) m/s; pułap zawisu 2900 (1700) m; pułap praktyczny 5000 (4800) m; czas lotu 3,5 (3,5) h bez zbiorników zewnętrznych i 5,0 h ze zbiornikami zewnętrznymi; zasięg 645 (550) km bez zbiorników zewnętrznych i 920 km ze zbiornikami zewnętrznymi (osiągi Super Pomy — dla masy startowej 7600 kg).

W.K.

Oczyszczanie powierzchni

Wytworzone w czasie obróbki plastycznej na gorąco lub podczas obróbki cieplnej tlenki usuwa się z powierzchni stali maraging bądź przez piaskowanie, bądź przez wytrawianie w odpowiednich kąpielach. Dobre wyniki uzyskuje się, stosując wytrawianie dwustopniowe: najpierw w wodnym roztworze kwasu solnego (objętościowo 3 części wody na 4 części kwasu) o temperaturze 70°C, następnie w wodnym roztworze kwasu azotowego 70% i kwasu fluorowodorowego 52% (objętościowo 14 części wody na 5 części HNO₃ i 1 część HF) o temperaturze 25÷30°C. Czas trawienia w pierwszej kąpeli 20 do 40 min, w drugiej — 1,5÷2 min. Końcowym zabiegiem jest przepłukanie w zimnej wodzie i neutralizacja w 1÷2% roztworze amoniaku.



Rys. 11. Struktura zahartowanej stali maraging. Widoczny martenzyt listwowy. Traw. roztworem alkoholowym kwasu pikrynowego i solnego (pow. 500 ×)

Można też stosować trawienie jednostopniowe w wodnym roztworze kwasu siarkowego 78% (objętościowo 5 części wody na 1 część kwasu) o temperaturze 65 do 75°C. Kąpiel działa dość szybko, toteż dokładny czas trawienia należy ustalić doświadczalnie. Orientacyjnie wynosi on ok. 15 min. Po trawieniu również należy stosować przepłukanie zimną wodą i neutralizację w roztworze amoniaku.

LITERATURA

1. A. BALUL, J. CHODOROWSKI: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 7, s. 23, 1974 r.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Oddział SL SIMP w Bydgoszczy w 1978 r.

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy rozpoczął swoją działalność w 1978 r. od zorganizowania w styczniu uroczystego spotkania z okazji jubileuszu 10-lecia istnienia. O imprezie pisaliśmy już w tej rubryce.

Kolejne narady organizowane przez Zarząd Oddziału lub koła terenowe były poświęcone następującym problemom:

- uaktywnieniu działalności kół,
- ocenie sprawności sprzętu na podstawie automatycznych rejestrów parametrów,
- organizacji pracy oddziału remontowego,
- metodyce szkolenia technicznego,
- rozwojowi i intensyfikacji działań w zakresie wynalazczości pracowniczej.

W konferencji na temat systemów eksploatacji urządzeń technicznych wzięło udział 102 uczestników z 5 województw. Wygłoszono 20 referatów.

Akcja szkolenia w Oddziale objęła: 34 odczyty, 15 informacji technicznych, seanse filmowe, wystawy i pokazy sprzętu oraz 9 wycieczek technicznych.

Zarząd Oddziału zainicjował 14 spotkań w zakładach oraz z młodzieżą z okazji Dnia Lotnictwa i Dnia Wojska Polskiego, ponadto 9 pokazów sprzętu lotniczego i projektów wynalazczych.

W ramach współpracy Zarząd Oddziału i zarządy kół Sekcji Lotniczej SIMP organizowały kursy i konkursy bhp, współpracowniczyły w analizie wyposażenia stanowisk roboczych, wystawach rysunków i książek. Nawiązano współpracę z Aeroklubem w Bydgoszczy.

W Oddziale powołano zespoły pomocy technicznej SIMP, udzielono 60 porad i zgłoszono 57 projektów wynalazczych.

Oddział liczył 61 członków, w tym 38 inżynierów.

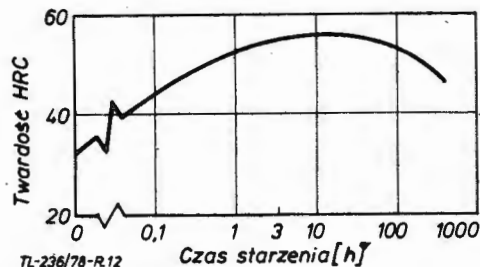
Wielu członków Oddziału ma wielkie zasługi w zakresie popularyzacji techniki, krzewienia kultury technicznej, działalności racjonalizatorskiej i pracy z młodzieżą.

Narady odbyte w 1978 r.

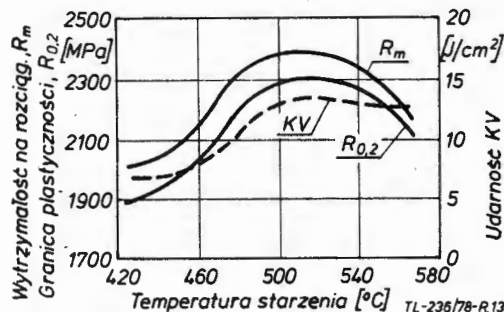
Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr ZODOK (ul. Przybyszewskiego 80/82, 01-824 Warszawa) poinformował o odbytych w kraju naradach naukowo-technicznych. Niżej wymienione są narady, z których materiały mogą być przydatne dla przemysłu lotniczego.

● Połączenia w konstrukcjach stalowych (dn. 17/18.IV.78 r.; organizator: ODK SIMP, Bydgoszcz). W szczególności referaty z tej dziedziny:

— Z. Pańciewicz i L. Klesta — Kierunki badań klejowych połączeń,



Rys. 12. Wpływ czasu starzenia w temperaturze 480°C na twardość stali 18Ni1400, 18Ni1700 i 18Ni1900



Rys. 13. Wpływ temperatury starzenia na niektóre własności mechaniczne stali 18Ni2400 (czas starzenia 3 h, przed starzeniem stal zahartowano z temperatury 820°C)

2. S. PAWLAK: Metaloznawstwo stali maraging odpornych na korozję. *Hutnik* nr 7÷8, s. 342, 1976 r.
3. S. GORCZYCA, B. GARBARZ: Struktura martenzytu w stopach żelaza. *Hutnik* nr 6, s. 276, 1977 r.
4. Z. BOJARSKI, P. MATYJA: Stale maraging. *Hutnik* nr 6, s. 283, 1977 r.
5. W. BŁOVS: Azotowanie stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo typu maraging. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 3, s. 34, 1977 r.
6. S. GORCZYCA, B. GARBARZ: Struktura martenzytu w stali maraging 18Ni300. *Hutnik* nr 7÷8, s. 326, 1977 r.
7. J. C. HAMAKER, A. M. BAYER: Applications of Maraging Steels. *Cobalt* nr 38, 3, 1968 r.
8. J. CHODOROWSKI, A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo. *Hutnik* nr 6, s. 250÷264, 1978 r.
9. 18 per cent Nickel Maraging Steels-Engineering Properties. INCO nr 4419, 1976 r.

— W. Szczechowski — Śrubonity, ocena walorów technicznych i przydatności,
— Z. Pańciewicz i J. Fałkowski — Współpraca kleju epoksydowego i śrub sprężających w połączeniach,
— T. Morawski — Aktualne możliwości zastosowania badań nieniszczących złączy spawanych.

● Stan i perspektywy rozwoju koordynowanych wyrobów przez Zrzeszenie Żywic i Tłoczzyw (dn. 21/22.IV.78 r.; organizator: Sekcja Tworzyw Sztucznych SIMP, Gliwice).

● Wytrzymałość elementów maszyn z tworzyw sztucznych (dn. 28.IX.78 r.; organizator: ODK SIMP, Gliwice).

● Wybrane zagadnienia z budowy, programowania i eksploatacji OSN (dn. 28.IX.78 r., organizator ODK SIMP, Poznań ul. Stalingradzka 5/9).

● Badania nieniszczące (dn. 19/20.X.78 r.; organizator ODK SIMP, Warszawa ul. Mickiewicza 9).

● Techniczno-ekonomiczne aspekty stosowania obrabiarek sterowanych numerycznie (dn. 25.X.78 r.; organizator ODK SIMP, Gliwice ul. Górnych Wałów 25).

● Nowoczesne metody przygotowania powierzchni i nanoszenia powłok lakierniczych (dn. 28.XI.78 r.; organizator ZD SIMP, Częstochowa ul. Kopernika 16).

Zamówienia na teksty referatów należy kierować p.a. organizatorów (ODK).

Giełdy w 1979 r.

W celu wykorzystania wyników giełd i programowania ich tematyki powołano w ramach ZORPOT — SIMP Radę Naukową Giełd Postępu Technicznego.

W 1979 r. planuje się zorganizowanie następujących giełd postępu technicznego:

— Surowce wtórne i odpady dla gospodarki narodowej,

— Wykorzystanie polskiej myśli technicznej dla ograniczenia importu kooperacyjnego,

— Wykorzystanie elektronicznej techniki obliczeniowej do celów projektowania,

— Konferencja pierwszej giełdy antyimportowej.

Lotnicze ulice w Stolicy

Na swej XIV sesji Rada Narodowa m. st. Warszawy nadała nazwy nowym ulicom na terenie dawnego lotniska Gocław. 8 z nich otrzymało nazwiska ludzi zasłużonych dla lotnictwa: Franciszka Janika (pilota i konstruktora lotniczego), Sławomira Makaruka (pilota doświadczalnego), Janusza Meissnera (pilota i pisarza), Jana Nagórskiego (pilota arktycznego), Mariana Pisarka (pilota myśliwskiego), Stanisława Płonczyńskiego (pilota komunikacyjnego), Władysława Umińskiego (pisarza lotniczego), Wojciecha Woynia (pioniera lotnictwa polskiego). 8 ulic Gocławia otrzymało nazwy związane z branżą lotniczą: Awionetki RWD, Orlego Lotu, Jantarowy Szlak, Polskich Skrzydeł, Salamandry, Szkoły Orłąt, Trzech Diamentów i Złotej Wilgi.

Oddział SL SIMP w Poznaniu w 1978 r.

Sekcja Lotnicza przy Oddziale Poznańskim SIMP licząca 72 członków (w tym

49 inżynierów) w ubiegłym roku włożyła wiele trudu w organizację odczytów i narad.

Warto tu wymienić tematy odczytów, z uwagi na ich unikalność, podając równocześnie ich autorów:

— Metodyka bieżącej obsługi śmigłowców i samolotów bojowych jako jeden z czynników zwiększania ich niezawodności (mgr inż. pl. A. Milkiewicz),

— Nowoczesne kierunki rozwojowe systemów obsługi statków powietrznych (mgr inż. J. Słowiński),

— Automatematyczne rejestratory parametrów lotu statków powietrznych jako obiektywne materiały analityczne (mgr inż. J. Pawłowski),

— Zastosowanie matematycznych metod organizacji w lotnictwie wojskowym (mgr inż. J. Mazur),

— Aerodynamika praktyczna samolotu w czasie wyprowadzania z korkociągu (mgr inż. pl. A. Milkiewicz),

— Najnowsze osiągnięcia techniki napraw samolotów i śmigłowców w wojskowych polowych bazach remontowych (inż. S. Mucha),

— Najważniejsze czynniki mające wpływ na niezawodność statków powietrznych w procesie eksploatacji i obsługi (dr inż. K. Wojtowicz),

— Systemy szkoleniowe ośrodków nauczania i przygotowania technicznego mechaników lotniczych (inż. A. Werle),

— Miejsce aparatury kontrolno-pomiarowej w systemie diagnostycznym nowoczesnych statków powietrznych (inż. W. Winter),

— Wpływ obsługi i eksploatacji na niezawodność samolotów bojowych w 1978 r. (mgr inż. J. Słowiński),

— Problemy obsługowe sprzętu lotniczego w lotnictwie bojowym (mgr inż. T. Pawełski),

— Analiza niezawodności silników lotni-

czych samolotów bojowych w 1978 r. (mgr inż. S. Twardochleb),

— Kultura obsługi sprzętu lotniczego (mgr inż. J. Baraniecki),

— Wpływ układu olejenia (instalacji olejowej) silnika na jego niezawodność (mgr inż. J. Bełcik),

— Hydrauliczne uderzenie — niebezpiecznym zjawiskiem w eksploatacji silników tłokowych (inż. W. Kobierecki),

— Wysokościowe zabezpieczenie pilota samolotu bojowego i kosmonauty (mgr inż. J. Baraniecki, inż. M. Zieliński).

Tłumaczenie tekstów technicznych

Simpowcy — znający języki obce — mają możliwość uzyskania dodatkowego zarobku, zgłaszając się do tłumaczenia technicznych tekstów obcojęzycznych. Kandydaci powinni wypełnić kwestionariusz kwalifikacyjny oraz podpisać odpowiednie przyrzeczenie. Druki obu dokumentów można otrzymać w sekretariacie Zespołu Tłumaczy Tekstów Technicznych przy Naczelnej Organizacji Technicznej, której siedziba mieści się w Warszawie, przy ul. Czackiego 3/5. Kandydat na tłumacza musi być — przynajmniej od dwóch lat — członkiem SIMP lub SEP. Wymagane jest wykształcenie wyższe lub średnie techniczne oraz minimum dwa lata pracy w swoim zawodzie. Pożądana jest również działalność społeczna, szczególnie w stowarzyszeniach naukowo-technicznych, oraz posiadanie własnych opracowań naukowo-technicznych. Czynnikiem decydującym o przyjęciu jest pozytywny wynik egzaminu pisemnego, na którym należy w określonym czasie przetłumaczyć zadany tekst o charakterze technicznym z języka obcego na polski i odwrotnie. W czasie egzaminu można korzystać ze słowników i innych pomocy.

LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI



(1914÷1979)

6 kwietnia br. zmarł Włodzimierz Waśkowski, ekonomista lotniczy, publicysta — współpracownik *Techniki Lotniczej* i *Astronautycznej*, adiunkt Instytutu Lotnictwa.

Włodzimierz Waśkowski urodził się 2.8.1914 r. w Odessie jako syn prawnika (późniejszego sędziego Sądu Najwyższego w Warszawie). W 1928 r. powrócił do kraju. Uczęszczał do szkoły średniej w Toruniu, a następnie w Warszawie, gdzie zdał maturę w Liceum im. A. Mickiewicza w wieku lat 17. Na Uniwersytecie Warszawskim studiował równocześnie prawo i ekonomię. W czasie studiów, jako wyróżniający się sportowiec, zostaje członkiem kadry hokejowej. Równocześnie rozpoczyna pracę dziennikarską współpracując z prasą codzienną. Krótko pracuje na placówce MSZ w Mediola-

nie. W 1938 r. uzyskuje dyplom magisterski, a następnie kończy roczne dyplomowe studia ekonomiczne w Genewie. W 1939 r. rozpoczyna pracę w przemyśle węglowym specjalizując się w problematyce eksportu.

Lata okupacji spędza w Warszawie i w Podkowie Leśnej. W 1940 r. zostaje aresztowany w ramach aresztowań grupy PLAN oraz wywieziony do Oświęcimia, skąd po pół roku zostaje zwolniony dzięki staraniom rodziny. Bierze udział w tajnym nauczaniu przyszłych handlowców oraz zostaje członkiem AK. Walcząc w Powstaniu Warszawskim zostaje ranny.

W Polsce Ludowej rozpoczął pracę w redakcji *Polski Zbrojnej* (1946 r.), a następnie w wydawnictwach „Książka i Wiedza” oraz był współpracownikiem *Biuletynu Instytutu Ziemi Zachodnich*. Był redaktorem, zajmował się zagadnieniami ekonomii przemysłu oraz wykonywał tłumaczenia z rosyjskiego. Stopniowo zaważał swą specjalność do przemysłu silnikowego i motoryzacyjnego, przenosząc się do WFM i w 1963 r. do Motoimportu.

W latach 1964÷68 pracował jako rzeczoznawca ekonomiczny Motoimportu, publikując kilkadziesiąt opracowań problemowych dotyczących silników, a następnie lotnictwa rolniczego. W 1967 r. przewodniczył podkomisji resortu wnosząc konstruktywny wkład w opracowania ekonomiczne. Znalazły one praktyczne zastosowanie w działalności resortu przemysłu maszynowego.

Przechodząc na początku 1969 r. do Instytutu Lotnictwa mógł wykorzystać swe bogate doświadczenie w zakresie badania rynku i produkcji silników. Od przeszedł 10 lat, będąc adiunktem w Branżowym Ośrodku Informacji Technicznej i Ekonomicznej Instytutu Lotnictwa, specjalizował się w zagadnieniach ekonomicznych przemysłu lotniczego. Jednocześnie brał udział w pracy naukowej Akademii Politycznej WP im. F. Dzierżyńskiego, gdzie prowadził swój przewód doktorski z zakresu ekonomii produkcji lotniczej.

Był współpracownikiem czasopism naukowo-technicznych (*BIIL*, *TLiA*), napisał wiele artykułów. W Instytucie Lotnictwa pozostawił po sobie przeszło 20 prac naukowych. Zajmował się kierunkami rozwoju przemysłu lotniczego, sprzętu lotniczego i problemami ekonomicznymi prac rozwojowych.

Był poliglota, znawcą ekonomiki i produkcji samolotów, śmigłowców i silników. Miał fenomenalną pamięć; potrafił cytować dane dotyczące produkcji i cen sprzętu lotniczego całego świata. Stale uzupełniał i poszerzał swą wiedzę, stając się — mimo wykształcenia ekonomicznego — również znawcą spraw technologii i konstrukcji sprzętu lotniczego.

Publicystyka lotnicza straciła swego doskonałego przedstawiciela, Instytut Lotnictwa — znawcę ekonomiki sprzętu lotniczego, zaś współpracujący z Nim — drogiego i niezapomnianego Kolegę i Przyjaciela. Z.B.

Naddźwiękowy przeciwprądowy rozpylacz cieczi i proszku

Dr inż. ANTONI TARNOGRODZKI
Politechnika Warszawska

W pracy przedstawiono rozwiązanie konstrukcyjne rozpylacza gazodynamicznego. Rozpylacz ten może znaleźć zastosowanie w agrolotnictwie, szczególnie w pracach przy opryskiwaniu upraw, nawilżaniu powietrza itp.

Przedmiotem niniejszej pracy jest takie rozwiązanie rozpylacza gazodynamicznego, które może być wykorzystane w agrolotnictwie. Proponowane rozwiązanie polega na zastosowaniu dwóch jednakowych dysz naddźwiękowych, do których doprowadzona jest faza rozpylana, i które zwrócone są wylotami ku sobie w taki sposób, że kąt zawarty między osiami dysz wynosi $20 \div 40^\circ$, a odległość między wylotami dysz $10 \div 15$ średnic wylotowych dysz.

Oznaczenia

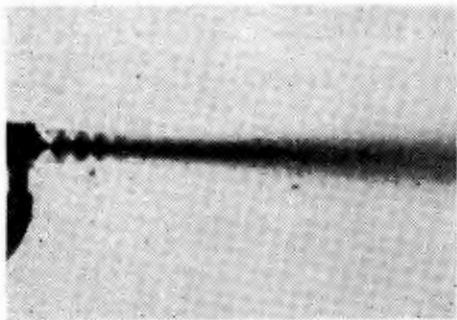
a — lokalna prędkość dźwięku,
 d — średnica wylotowa dyszy,
 p_0, p_w, p_z — ciśnienia: w zbiorniku zasilającym dyszę, w przekroju wylotowym dyszy, zewnętrzne,
 v, v_E — prędkości: gazu, elementu drugiej fazy,
 $M = v/a, M_E = v_E/a,$
 β — stosunek wydatków masowych drugiej fazy i gazu.

Możliwe są trzy przypadki wypływu z dyszy zbieżno-rozbieżnej [1, 2]:

- $p_w < p_z$ — wypływ ze sprężaniem poza dyszą,
- $p_w = p_z$ — wypływ obliczeniowy,
- $p_w > p_z$ — wypływ z rozprężaniem poza dyszą.

Przedmiotem dalszych rozważań będzie wyłącznie wypływ ze sprężaniem poza dyszą, wtedy wypływający z dyszy strumień gazu jest na pewnej długości zbieżny.

Przyjmijmy, że wewnątrz dyszy usytuowany jest osiowo wylot przewodu doprowadzającego fazę podlegającą rozpyleniu. Jeżeli ma miejsce wypływ gazu ze sprężaniem poza dyszą, to strumień fazy rozpylanej jest spójny i ma na znacznej swojej długości stały przekrój poprzeczny (rys. 1).



Rys. 1

Kropkę lub ziarno proszku będziemy nazywać elementem drugiej fazy. Rozpatrzmy przykład następujący [3]. Średnica elementu drugiej fazy wynosi $10 \mu\text{m}$, jego gęstość 800 kg/m^3 , początkowa liczba Macha elementu drugiej fazy $M_E = 0,05$, początkowa liczba Macha gazu $M = 3$; $\beta = 0,2$. Jak podaje ([3] i rys. 9) już w odległości $x/d = 4$ liczba Macha elementu drugiej fazy ma wartość 1,4 i jest tylko nieznacznie mniejsza od odpowiadającej jej liczby Macha gazu.

Z kolei rozpatrzmy rys. 2, na którym przedstawiono konwencjonalną dyszę zbieżno-rozbieżną oraz dyszę, która będzie nazywana dwustopniową. Z bezpośrednich pomiarów wynika, że w przypadku dyszy dwustopniowej daną liczbę Macha M_2 uzyskuje się przy niższym ciśnieniu p_0 niż w przypadku dyszy konwencjonalnej.

Na rys. 3 przedstawiono dyszę dwustopniową z przewodem doprowadzającym fazę rozpylaną. Należy zwrócić uwa-

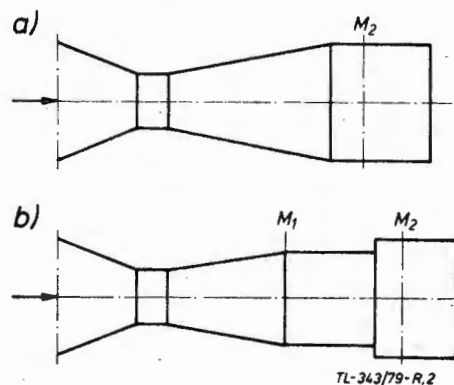
gę na fakt, że promieniowy odcinek tego przewodu usytuowany jest w odcinku dyszy, w którym przepływ jest poddźwiękowy.

Uwzględniając dotychczas przytoczone informacje, możemy przedstawić naddźwiękowy przeciwprądowy rozpylacz cieczi i proszku.

Proponowane rozwiązanie rozpylacza

Rozwiązanie to pokazano na rys. 4, w pojedynczej dyszy zastosowano rozwiązanie przedstawione na rys. 3. Nominalne (tzn. wyznaczone na podstawie zależności izentropowych) odpowiednie liczby Macha (rys. 2b) wynoszą $M_1 = 1,8$; $M_2 = 2,5$; $\beta = 1,5$; nadciśnienie w zbiorniku zasilającym rozpylacz wynosi $0,2 \text{ MPa}$, $p_z = 0,1 \text{ MPa}$. Urządzenie pokazane na rys. 4 będziemy nazywać głowicą rozpylacza.

Na rys. 5 pokazano zestaw dwóch głowic rozpylacza, przy czym $\beta = 0,5$.



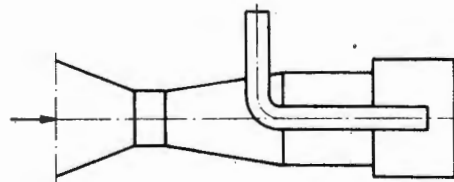
Rys. 2

TL-343/79-R.2

Na rys. 6 przedstawiono schematycznie przykład zainstalowania omawianych głowic rozpylacza w skrzydle samolotu rolniczego. Na rysunku tym przyjęto oznaczenia: 1 — krawędź spływu, 2 — wypływający z pojedynczej dyszy strumień fazy podlegającej rozpyleniu, 3 — powstający w wyniku zderzenia się dwóch strumieni 2 strumień fazy rozpylanej.

W porównaniu z konwencjonalnym rozwiązaniem agrolotniczego rozpylacza naddźwiękowego, rozwiązanie przedstawione na rys. 6 ma następujące zalety:

— dzięki wykorzystaniu energii kinetycznej zderzających się strumieni uzyskuje się wyższy stopień rozpylenia;



Rys. 3

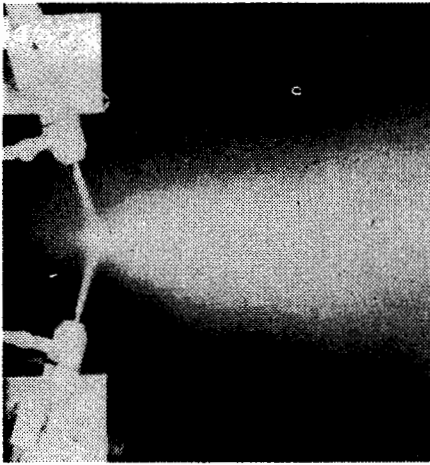
TL-343/79-R.3

— występuje mniejsza liczba dysz, w związku z czym mniejsze są straty hydrauliczne oraz większa jest średnica przewodu doprowadzającego fazę podlegającą rozpyleniu, przez co maleje ryzyko zatkania tego przewodu;

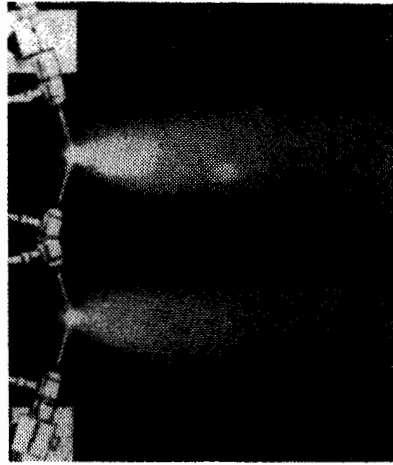
— dzięki zastosowaniu pokazanego na rys. 3 rozwiązania dyszy uzyskuje się zmniejszenie ciśnienia p_0 .

* * *

Przedstawiony naddźwiękowy przeciwprądowy rozpylacz cieczi i proszku może znaleźć zastosowanie przy: opryskiwaniu upraw, szczególnie sadów, nawilżaniu powietrza, dezynfekcji i dezaktywacji terenu, pomieszczeń i przedmiotów, aerogennym podawaniu leków, nakładaniu powłok antykorozyjnych, uzyskiwaniu mieszanin dwóch różnych pro-



Rys. 4



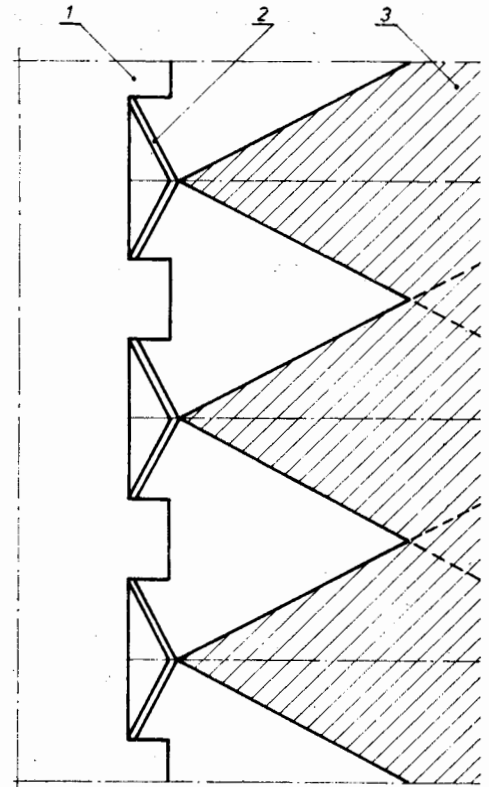
Rys. 5

szków, np. stosowanej do wytwarzania betonu komórkowego mieszaniny cementu i pyłu aluminiowego.

Warto dodać, że badana jest już eksploatacyjnie wersja rolnicza rozpylacza (opryskiwacz Tar) przystosowana do pracy ciągłej z agregatem sprężarkowym 3 JW-60 o wydatku objętościowym 15 Nm³/h.

LITERATURA

1. W. J. PROSNAK: Mechanika płynów, t. 2. PWN, 1971 r.
2. A. TARNOGRODZKI: Wykłady i ćwiczenia z mechaniki cieczy i gazu. Skrypt, Politechniki Warszawskiej, 1974 r.
3. J. PYZIK, A. TARNOGRODZKI: Zastosowanie dyszy naddźwiękowej do transportu powietrznego. Archiwum Budowy Maszyn, 1, XXV, 1978, s. 263-272.



Rys. 6

71-343/79.R.6

PROJEKTY

Schapel Super Swat • USA •

Samolot rolniczy napędzany turbinowym silnikiem śmigłowym

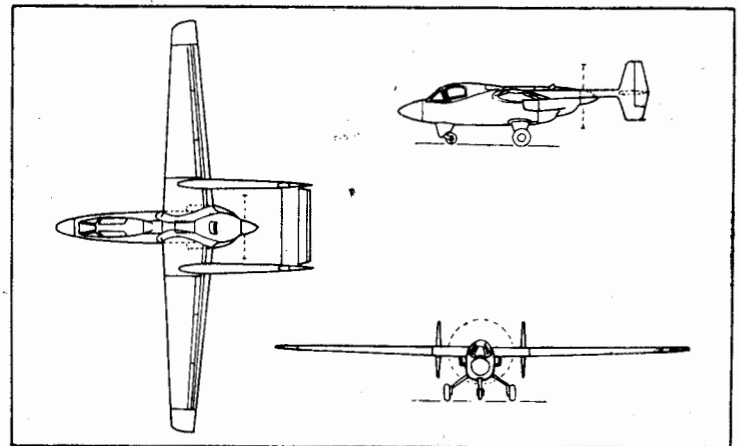
NASA przeprowadza obecnie ocenę projektu nowoczesnego samolotu rolniczego Super Swat opracowanego przez firmę Schapel Aircraft Co. w Reno (Nevada). Jest to samolot w układzie dwuogonowego średniopłata o dużym wydłużeniu z pchającym śmigłem napędzanym silnikiem turbinowym. Warto tu przypomnieć, że pierwszym dwukadłubowym samolotem rolniczym był Airtruck, a następnie M-15, natomiast śmigło pchające w samolocie rolniczym jest nowością. Oczekuje się, że przyjęty układ zmniejszy oddziaływanie pola wirowego samolotu na strumień chemiczaliów zwiększając w ten sposób efektywność aparatury agrolotniczej. Model samolotu będzie pod tym względem przebadany w laboratorium Langley. Udźwig chemiczaliów ma wynosić ok. 1800 kg, co stanowiłoby ok. 50% masy startowej samolotu.

Wolnonośne trapezowe skrzydła mają profile zbliżone do profilu NASA GAW-1 oraz końcówki opracowane zgodnie z wynikami ostatnich badań NASA. Środkowa część płata jest wykonana z laminatu zbrojonego włóknem węglowym, a części zewnętrzne — z laminatu zbrojonego włóknem szklanym. Tworzywo zbrojone włóknem węglowym zastosowano również na belki ogonowe. Konstrukcję kadłuba stanowi szkielet z rur stalowych pokryty odejmowanymi płytami z laminatu zbrojonego kevlarem. Za kabiną pilota, w środku ciężkości, zabudowany jest zbiornik chemiczaliów o pojemności 1890 l, a w tyle kadłuba — silnik turbinowy Avco Lycoming LTP101-600 o mocy startowej 460 kW (628 KM). Zastosowany silnik jest jednym z najnowocześniejszych w swej kategorii — ma oddzielną turbinę napędową i promieniowy wlot z integralnym bezwładnościowym odpylaczem powietrza oraz odznacza się małym jednostkowym zużyciem paliwa — 0,340 kg/kWh (0,250 kg/KMh) w warunkach startowych i małą masą — ok. 100 kg.

Przy projektowaniu samolotu zwrócono szczególną uwagę na bezpieczeństwo i ekonomię eksploatacji. W związku

z tym skonstruowano go zgodnie z przepisami FAR 23, „utility” przy maksymalnej masie startowej i „aerobatic” przy zmniejszonym udźwigu oraz zastosowano ekonomiczny napęd z pchającym śmigłem i najnowsze materiały, które zmniejszają masę konstrukcji i zapobiegają jej korozji.

Dane techniczne: rozpiętość 15,2 m; długość 9,4 m; wysokość 3,1 m; masa samolotu pustego z pilotem 1724 kg; udźwig ok. 1800 kg; maksymalna masa startowa 3536 kg; prędkość maksymalna 343 km/h; prędkość robocza 185-260 km/h; prędkość przebazowania 325 km/h na wysokości 7600 m; maksymalne wznoszenie 9,13 m/s; długość startu 262 m (długość startu i wznoszenie — przy masie startowej 2950



kg); prędkość przeciągnięcia 68 km/h; długość lądowania 215 m (długość lądowania i prędkość przeciągnięcia — przy masie 1724 kg); czas lotu roboczego ponad 4 h; zasięg przebazowania 1650 km.

W.K.

Jak-17 – pierwszy odrzutowiec polskiego lotnictwa

Pierwszym samolotem odrzutowym polskiego lotnictwa wojskowego był Jak-17 wprowadzony u nas do użytku w 1950 r. Przedstawiono dzieje rozwoju oraz użycia samolotu w Polsce w wersji jedno- i dwumiejscowej. Podano też opis techniczny samolotu.

Rozwój samolotu

Po zakończeniu II wojny światowej było oczywiste, iż era myśliwców tłokowych się kończy a następnym pokoleniem samolotów myśliwskich będą odrzutowce. Dlatego też biura konstrukcyjne projektujące myśliwce, w tym i biuro A. S. Jakowlewa, otrzymały polecenie opracowania samolotów odrzutowych. Pewnej słonecznej niedzieli w lecie 1945 r. główny konstruktor tłokowych samolotów myśliwskich Jak-1, -3, -7, -9 Aleksander Jakowlew i jego zastępca Eugeniusz Adler, leżąc na plaży nad rzeką zaczęli dyskutować o przyszłym samolocie. Zasadniczym problemem było, czy lepiej będzie zaprojektować nowy samolot, czy do napędu odrzutowego dostosować istniejący typ samolotu tłokowego. W wyniku dyskusji uznali oni, że pewniejszą i szybszą drogą będzie zabudowanie silnika odrzutowego do samolotu Jak-3. Pierwszy szkic koncepcyjny takiej przeróbki powstał na piasku plaży.

Modyfikacja samolotu produkowanego seryjnie była nie tylko szybsza, prostsza technicznie i tańsza, lecz także pozwalała na szybsze uruchomienie seryjnej produkcji a zarazem na łatwiejsze przeszkolenie pilotów oraz upraszczająca problemy obsługi technicznej i remontów. W sierpniu i wrześniu 1945 r. samolot został zaprojektowany pod kierunkiem E. I. Adlera. Pod przodem i środkiem kadłuba zamocowano silnik turboodrzutowy Jumo-004B z dyszą wylotową pod kadłubem. Aby silnik nie był zbyt blisko ziemi, przy nie zmienionej wysokości podwozia, środkowa część dźwigara płata otrzymała kształt łuku. Resztę konstrukcji wykorzystano od Jaka-3. Za kabiną dodano zbiornik paliwa. W październiku prototyp był już zmontowany. Nie przystąpiono jednak do prób w locie, gdyż obawiano się wpływu gazów odrzutowych na tył kadłuba. Aby uzyskać informację o możliwym przebiegu strug gorących gazów — kompletny samolot umieszczono w tunelu aerodynamicznym CAGI przeznaczonym do badania samolotów w naturalnej wielkości. W wyniku tych badań dół tyłu kadłuba otrzymał pokrycie ze stali żaroodpornej.

Prototyp samolotu Jak-15 oblatał 24 kwietnia 1946 r. Michał I. Iwanow. Samolot po raz pierwszy publicznie pokazano na Święcie Lotnictwa w Tuszy 18 sierpnia 1946 r. Po pokazach Stalin wydał polecenie zademonstrowania 15 samolotów Jak-15 podczas Święta Rewolucji. Jakowlew został oddelegowany do wytwórni by dopilnować zbudowania samolotów w ciągu 80 dni. W październiku były gotowe samoloty z tej serii informacyjnej, identyczne z prototypem. Nie zostały one zademonstrowane 7 listopada, gdyż mgła nie pozwoliła na przeprowadzenie pokazów. Wzięły one udział dopiero w defiladzie 1 maja 1947 r. W maju 1947 r. samolot ukończył próby państwowe i wówczas została rozpoczęta

jego produkcja seryjna, którą zakończono w 1948 r. W samolocie gumową oponę kółka ogonowego, która w każdym locie ulegała spalaniu, zastąpiono stalową rolką. Samoloty seryjne otrzymały silnik RD-10 o ciągu 910 daN, będący odmianą silnika Jumo-004B wprowadzoną do produkcji pod kierunkiem F. I. Kolesowa. Samolotów Jak-15 wyprodukowano 280 sztuk. W jednym egzemplarzu prototypowym była zbudowana wersja dwumiejscowa oznaczona Jak-21. Samolot Jak-15 był pierwszym odrzutowym samolotem myśliwskim radzieckiego lotnictwa. Był ponadto pierwszym samolotem odrzutowym, na którym wykonano zespoloną akrobację.

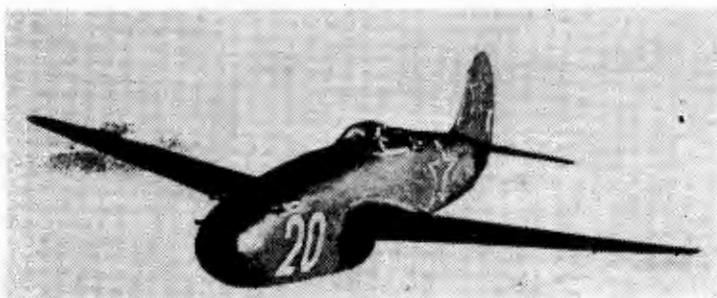
Eksploatacja samolotów Jak-15 wykazała potrzebę modernizacji samolotu, która została przeprowadzona pod kierunkiem inż. E. Adlera. Powiększono usterzenie pionowe dla zrównoważenia dużej powierzchni bocznej przodu kadłuba oraz przekonstruowano podwozie stosując koło przednie. Zmusiło to do przesunięcia podwozia głównego między dźwigary płata i likwidację znajdujących się tam zbiorników paliwa. Ponieważ zbiornik paliwa za kabiną miał niedużą pojemność, samolot otrzymał zbiorniki dodatkowe na końcach skrzydeł, pozwalające na przedłużenie czasu lotu. Samolot otrzymał silnik RD-10A o ciągu powiększonym do 1000 daN. Prototyp oznaczony był Jak-15 U. Został oblatany w 1947 r. a próby jego ukończono na wiosnę 1948 r. Samolot wszedł do produkcji seryjnej pod oznaczeniem Jak-17. Do budowy samolotów użyto kadłubów samolotów Jak-3 przyczynając okucia łoża silnika tłokowego i spawając do nich pręty mocowania silnika odrzutowego i podwozia przedniego. Wykorzystano też płat Jaka-3. Natomiast usterzenie poziome zostało zmodyfikowane. Jak-17 był cięższy od Jaka-15 i mimo silnika o większym ciągu miał niższe osiągi, lecz przewyższał go pod względem eksploatacyjnym.

W 1947 r. powstała dwumiejscowa wersja tego samolotu oznaczona Jak-17 UTI (uczebno-trenirowocnyj istrebitel = myśliwiec szkolno-treningowy). Samolot nie miał uzbrojenia. Przednia kabina była przewidziana dla instruktora. W kwietniu 1948 r. samolot ukończył próby państwowe i wszedł do produkcji. Był to pierwszy radziecki odrzutowy samolot szkolno-treningowy. Łącznie w latach 1948–1949 zbudowano 430 samolotów Jak-17 i Jak-17 UTI. Służyły one w lotnictwie myśliwskim i szkolnictwie do chwili wprowadzenia do użytku samolotów MiG-15 na początku lat pięćdziesiątych.

W 1950 r. lotnictwo polskie i czechosłowackie otrzymało nieliczne egzemplarze jednomiejscowych Jaków-17. W CSRS samolot ten otrzymał oznaczenie S-100. Samoloty Jak-17 UTI używane były w Polsce i ChRL.

Jak-17 w Polsce

W sierpniu 1950 r. do Warszawy zostały dostarczone w skrzyniach 3 samoloty Jak-17. Montaż ich przeprowadzono na Okęciu. Pierwszy ze zmontowanych i uruchomionych egzemplarzy z numerem bocznym 29 oblatał i demonstrował Szef Wyszkożenia Dowództwa Lotnictwa ppik Wasyl Gaszyn, były dowódca 1 pułku lotnictwa myśliwskiego Warszawa z 1945 r. Samolot został zademonstrowany w locie w kilku



Rys. 1. Samolot Jak-15



Rys. 2. Jednomiejscowy Jak-17 lotnictwa radzieckiego



Rys. 3. Dwumiejscowy Jak-17 UTI



Rys. 4. Jak-17 w lotnictwie czechosłowackim (S-100)

pułkach myśliwskich oraz 23 sierpnia 1950 r. na Święcie Lotnictwa na Okęciu. Następnie oblatano drugi egzemplarz. Trzeci zaś posłużył do celów szkolenia obsługi technicznej. Później jeden z egzemplarzy służył do szkolenia mechaników w Technicznej Szkole Lotniczej w Zamościu.

Pierwszymi przeszkolonymi u nas na samolocie Jak-17 w sierpniu 1950 r. prócz ppłk. W. Gaszyna byli: kpt. pil. Andrzej Rybacki (obecnie gen. bryg.) i por. pil. Kazimierz Tanana z 1 plm Warszawa, a następnie ppłk Aleksander Markow, radziecki doradca w Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie. W 1 plm na Bemowie przeprowadzono później szkolenie pilotów z innych pułków myśliwskich. Jak-17 używany był zazwyczaj bez zbiorników dodatkowych, w wyniku czego jego czas lotu był ograniczony do 20 min, co pozwalało na wykonanie w jednym locie jednego kręgu nadlotniskowego.

W połowie 1950 r. polski przemysł zawarł umowę na budowę licencyjną samolotu Jak-17 w PZL-Mielec. Samolot otrzymał oznaczenie fabryczne G-1. Pod kierunkiem Głównego Konstruktora Zakładu inż. Zygmunta Szczecińskiego została przygotowana dokumentacja licencyjna. Wykonano rysunki płazowe (na płytach metalowych), szablony i sprawdziany. Równocześnie WSK-Rzeszów przystąpił do produkcji silników RD-10A. Wykonano pierwszą serię 30 silników, na których zakład nauczył się technologii silników odrzutowych. Prace nad uruchomieniem produkcji płatowca przerwano w celu wprowadzenia zmian konstrukcyjnych i następnie wznowiono. W zimie 1950/51 zrezygnowano z uruchomienia produkcji samolotu G-1 na rzecz samolotu G-3 (Jak-23). Przygotowania do produkcji Jaka-23 przerwano w maju 1951 r. w związku z otrzymaniem dokumentacji samolotu MiG-15.

W zimie, na początku 1951 r. polskie lotnictwo wojskowe otrzymało kilkanaście egzemplarzy dwumiejscowego samolotu treningowego Jak-17 UTI, który był u nas oznaczany Jak-17W (w wojsku) lub Jak-17 U (w Instytucie Lotnictwa) i otrzymał nazwę Agata. Nazwę tą nadali samolotowi polscy mechanicy. Otóż samolot miał niedostateczny drenaż paliwa z osłony silnika i po nieudanym rozruchu silnika, aby nie było pożaru mechanicy wieszali się na usterzeniu, by unieść przód kadłuba i spowodować zlanie się paliwa z masek. Temu „siusiąjącemu” często samolotowi nadali imię żeńskie Agata.

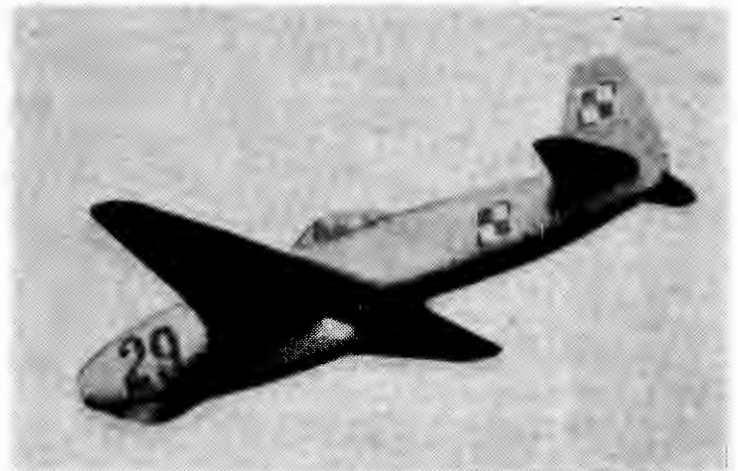
W lutym 1951 r. na samolotach Jak-17 W przeszkoliło się 12 pilotów z 1 plm Warszawa, wśród nich: Andrzej Dobrzeński, Mieczysław Goworek, Władysław Hermaszewski (obecnie gen. bryg.) Wiktor Iwoń, Tadeusz Krepski (obecnie gen. dyw.), Stefan Płoszański, Eugeniusz Pniński, Tadeusz Skoczylas, Bolesław Smolik, Stanisław Tanana i Stanisław Wiącek. Następnie po przeszkoleniu na samolotach Jak-17 stali się oni pierwszymi naszymi instruktorami pilotażu samolotów odrzutowych. Na Święcie Lotnictwa w 1951 r. został zademonstrowany przelot samolotów Jak-17 w szyku.

Samoloty były używane w Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie i pułkach lotniczych. Piloci wykonywali na nich

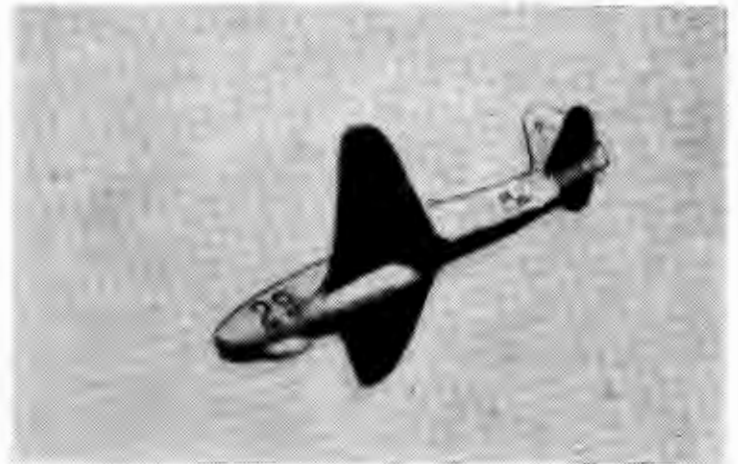
tylko loty dwusterowe a następnie przesiadali się na samolot Jak-23. Zostały one w następnych latach zastąpione przez MiG-15 UTI (od 1952 r.), a około 1955 r. skreślono je ze stanu. Jeden Jak-17 W używany był do szkolenia mechaników w TSL w Zamościu.

Gdy w Instytucie Lotnictwa w Warszawie przystąpiono do projektowania pierwszego polskiego szkolno-treningowego samolotu odrzutowego TS-11 Iskra, uznano za konieczne zapoznanie się z własnościami dwumiejscowego treningowego samolotu odrzutowego. Jedynym oryginalnym samolotem tego rodzaju mógł być Jak-17 U. Okazało się, iż spośród skasowanych przez lotnictwo wojskowe w końcu 1955 r. samolotów tego typu, dwa da się przywrócić do stanu używalności. Przeprowadzenia samolotów z lotniska wojskowego na Okęcie podjął się inż. Andrzej Abłamowicz, choć miał po raz pierwszy pilotować samolot tego typu. Ponieważ instrukcje samolotu już zlikwidowano, jedyną informacją o osiągnięciach i własnościach samolotu był skrót notatek jednego z pilotów. W dniu 21.01.1957 r. inż. Abłamowicz przeprowadził samolot o numerze bocznym 1. Dla samolotu zarezerwowano znaki rejestracyjne SP-GLN. Jednakże wobec stwierdzenia pęknięcia kratownicy kadłuba, dalszych lotów na nim nie wykonywano i został skasowany. Jego elementy posłużyły do napraw drugiego ze sprowadzonych samolotów czyli, jak to się obecnie fachowo określa, uległ kanibalizacji. Drugi Jak-17 U został przyprowadzony do Warszawy przez inż. A. Abłamowicza 1.03.1957 r. Samolot nosił numer boczny 4 i otrzymał znaki rejestracyjne SP-GLM. Przeszedł on remont, po którym został oblatany 8.09.1958 r. Na samolocie zostało przeszkolonych kilku pilotów doświadczalnych Instytutu (m.in. inż. L. Natkaniec i A. Wąsowicz). W okresie od listopada 1959 r. do lutego 1960 r. przeprowadzono pomiary własności lotnych (stateczności i sterowności) samolotu oraz trening pilotów przed oblotem Iskry. Ostatni lot na SP-GLM wykonano 3 lutego 1960 r., a dwa dni później została oblatana Iskra.

Na samolocie tym nie wylatano w Instytucie wielu godzin, ze względu na bardzo krótki czas lotu, co utrudniało korzystanie z samolotu. Z tej przyczyny wkrótce po uzyskaniu przez Instytut samolotu Jak-17 U sprowadzono do Instytutu dwumiejscowy samolot treningowy Jak-11 oraz jednomiejscowy Jak-23, których znacznie dłuższy czas lotu pozwalał na prowadzenie badań.



Rys. 5. Jak-17 nr 29 podczas pokazów w 1950 r. Fot. A. Glass



Rys. 6. Jak-17 nr 29. Fot. A. Glass

W 1963 r. w związku z przeznaczeniem samolotu do zbiorów muzealnych, namalowano na nim szachownice. Przez pewien czas stał on na Okęciu z szachownicami i rejestracją cywilną, stanowiąc pewne kuriozum. Ten stan sprzeczny z przepisami był możliwy tylko dzięki temu, iż samolot był już skreślony ze stanu. W 1964 r. po zamalowaniu znaków rejestracyjnych i dodaniu numeru 02 został przekazany do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Obecne malowanie samolotu nie jest prawidłowe.

Konstrukcja samolotów Jak-17 i Jak-17 UTI

Kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych. Przód i część środkowa kadłuba kryte blachą duralową z wżernikami i odejmowanymi osłonami silnika. Tył kadłuba kryty sklejką pokrytą płótnem. Spód tyłu kadłuba pokryty stalową blachą żaroodporną. Wiatrochron kabiny stały, osłona odsuwana. Na wiatrochronie samolotu Jak-17 lustro wsteczne w osłonie. Jak-17 UTI wyposażony w radiostację RSI-6.

Płat o profilu Clark YH modyfikowany o grubości 14÷16% niedzielony dwudźwigarowy, z duralowymi dźwigarami, żebra duralowe i drewniane, kryty sklejką pokrytą płótnem. Lotki kryte płótnem. Kłapy duralowe, napędzane hydraulicznie.

Usterzenie. Stateczniki drewniane, stery metalowe kryte płótnem. Na sterach kłapki wyważające.

Podwozie z kołem przednim chowanym do tyłu. Podwozie chowane pneumatycznie. Koła główne o wymiarach 600×180 mm z hamulcami pneumatycznymi.

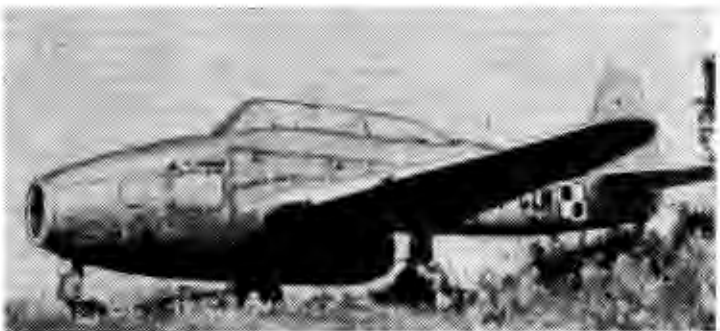
Uzbrojenie. W Jak-17 dwa k.m. NS-23 kal. 23 mm. Jak-17 UTI bez uzbrojenia.



Rys. 7. Jak-17 U SP-GLM w Instytucie Lotnictwa, malowany w granatowe pasy



Rys. 8. Jak-17 U SP-GLM po przemalowaniu na szaro



Rys. 9. Jak-17 U SP-GLM po kasacji, z domalowanymi szachownicami



Rys. 10. Jak-17 U w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki Fot. A. Glass



Rys. 11. Jak-17 U w muzeum krakowskim Fot. A. Glass

Silnik turbodrzutowy (ze sprężarką osiową) RD-10A o ciągu 1000 daN przy 8760 obr/min, o ciężarze 720 daN, z regulowanym przekrojem dyszy wylotowej za pomocą przesuwanego stożka o cebulastym kształcie. Rozruch silnicznikiem benzynowym umieszczonym przed sprężarką. Zbiornik paliwa za kabiną ok. 300 daN. Dodatkowe zbiorniki paliwa (2×200 daN) na końcach skrzydeł.

Malowanie. Samolot był malowany na jasnoszaro a od spodu na jasnoniebiesko.

Dane techniczne:

	Jak-17	Jak-17 UTI	
Rozpiętość	m	9,20	9,20
Długość	m	8,78	8,78
Wysokość	m	2,80	2,80
Powierzchnia nośna	m ²	14,8	14,8
Masa własna	kg	2430	2530
Masa użyteczna	kg	440(833)*	520
Masa całkowita norm.	kg	2890	3050
maks.	kg	3323*	—
Obciążenie powierzchni	kg/m ²	189(223)*	206
Prędkość maks. (na h=5000)	km/h	751	700
Prędkość maks. na h=0 m	km/h	650	600
Prędkość min.	km/h	145	150
Wznoszenie	m/s	12	11
Czas wznoszenia na 5000 m	min	5,8	5,8
Pułap	m	12 750	12 000
czas lotu norm.	h	0,3	0,3
mks.	h	0,7*	—
Zasięg norm. (maks.)*	km	200(500)*	200
Rozbieg	m	620	640
Dobieg	m	680	700

* — ze zbiornikami dodatkowymi.

LITERATURA

1. W. B. SZAWROW: Istoria konstrukcji samolotow w SSSR 1938÷1950. Moskwa 1978, s. 313÷314.
2. P. BUTOWSKI: Pierwsze radzieckie odrzutowce. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk OPK*, 1978, nr 12, s. 57÷66.
3. W. SZEWCZYK: Jak-17. *Skrzydłata Polska*, 1973, nr 39 i 40.
4. A. GLASS, J. GRZEGORZEWSKI: 25 lat przemysłu lotniczego PRL. *BIIL*, 1969, nr 4, s. 6.
5. Relacje inż. pil. dośw. A. Ablałowicza, mgr inż. Z. Pietruchy, inż. Z. Szczecińskiego, inż. E. Zapaśnika.

Trainings- und Kampfflugzeuge mit Düsenantrieb des laufenden Vierteljahrhunderts (VIII)

Im folgenden Aufsatz über neue Trainings- und Kampfflugzeuge werden die Ursachen für das Aufnehmen der Arbeiten am Flugzeug CASA C-101 durch das spanische Unternehmen CASA und die mitwirkenden Gesellschaften Northrop und MBB behandelt. Ausserdem werden die Konstruktionsvoraussetzungen des Flugzeuges, der Ablauf der Entwicklungsarbeiten und der Flugversuche, das Antriebswerk und sein Einfluss auf die Ambasse der Maschine, die Schulungspläne der spanischen Militärpiloten sowie die Verkaufs- und Exportmöglichkeiten des Flugzeuges CASA C-101 dargestellt.

CHODOROWSKI J., CISZEWSKI A., RADOMSKI T.

Eigenschaften der durch Ausscheiden gehärteten (maraging) Martensit-Stähle

In dem Aufsatz wird die Entstehungsgeschichte und der gegenwärtige Stand der durch Ausscheiden gehärteten Martensitstähle von hoher Festigkeit behandelt. Es werden die Forderungen hinsichtlich der chemischen Zusammensetzung sowie die mechanischen und physikalischen Eigenschaften erörtert. Besondere Aufmerksamkeit wird den technologischen Eigenschaften der Maraging-Stähle gewidmet, darunter der plastischen Kalt- und Warmverformung, der Wärmbehandlung, der Schweiss- und Lötbarkeit sowie der spannabhebenden Bearbeitung.

ZWIERZYŃSKI J., ZWIERZYŃSKI A.

Computersysteme auf Fluglinien (II)

Die rasch ansteigende Anzahl der Flugpassagiere und die sich aus ihrer Abfertigung nach den traditionellen Methoden ergebende Schwierigkeiten, veranlassten die Fluggesellschaften zur Einführung einer kostspieligen Automatisierung der Datenverarbeitung in der Verkehrsluftfahrt. Die Grösse der investierten Mittel sowie Pläne für die nächste Zukunft sind Thema dieses Aufsatzes.

TARNOGRODZKI A.

Überschal- und Gegenstrom — Zerstäuber für Flüssigkeit und Pulver

In dem Aufsatz wird die Konstruktion eines gasdynamischen Zerstäubers dargestellt. Der Zerstäuber kann in der Agrarluftfahrt, besonders beim Bespritzen von Pflanzen, bei der Luftbefeuchtung usw., Anwendung finden.

GLASS A.

Jak-17 — das erste Flugzeug mit Düsenantrieb der polnischen Luftfahrt

Jak-17 war das erste Flugzeug mit Düsenantrieb, das 1950 in die polnischen Luftstreitkräfte eingeführt wurde. Es wird die Entwicklungs- und Anwendungsgeschichte des Flugzeuges in Ein- und Doppelsitzversion in Polen geschildert. Der Beitrag umfasst auch die technische Beschreibung der Flugzeuges.

Реактивные тренировочно-боевые самолеты текущего двадцатилетия (VIII)

В очередной статье указаны основы разработки самолета KACA-101 испанской фирмы KACA и её кооперантами — фирмами Нортон МББ. Описаны основные конструктивные положения, ход работ по конструкции и летным испытаниям, силовая установка и её влияние на габариты самолета, а также возможность продажи и экспорта самолетов KACA Ц-101.

CHODOROWSKI J., CISZEWSKI A., RADOMSKI T.

Свойства мартензитных сталей, упрочненных по дисперсионному методу (мараджинг)

В статье описана история и актуальное состояние работ по высокопрочным мартензитным сталям, упрочненным дисперсионным методом. Особенное внимание уделено технологическим свойствам стали мараджинг, а особенно их пригодности для горячей и холодной пластической обработки, термической обработки, сварки, пайки и обработки резанием.

ZWIERZYŃSKI J., ZWIERZYŃSKI A.

Компьютерные системы в авиалиниях (II)

Быстро увеличивающееся число пассажиров и растущие трудности в их обслуживании с помощью традиционных методов заставили предприятия приступить к дорогостоящей автоматизации переобразования данных в гражданской авиации. Величина применяемых средств и планы в этой области на ближайшие будущее описаны в статье.

TARNOGRODZKI A.

Сверхзвуковой противопотоковый распылитель жидкости и порошка

В работе указано конструктивное решение газодинамического распылителя может найти применение в сельскохозяйственной авиации, при опрыскивании культур и пр.

GLASS A.

Як-17 — первый реактивный самолет польской авиации

Первым реактивным самолетом польских ВВС являлся ЯК-17 введенный у нас в 1950 г. Указана история развития и использования самолета в Польше в одноместном и двухместном варианте. Статья содержит также техническое описание самолета.

PRENUMERATA

Пренумератę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i wszelkiego rodzaju zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych.

Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

- | | |
|-------------------|--|
| — do 25 listopada | — na rok następny, I kwartał, I półrocze |
| — do 10 marca | — na II kwartał |
| — do 10 czerwca | — na III kwartał i II półrocze |
| — do 10 września | — na IV kwartał |

Пренумератę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje RSW „Prasa-Książka-Ruch”, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

Пренумерата ze zleceniem wysyłki за границę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej:

- kwartalna — zł 60,—
- półroczna — zł 120,—
- roczna — zł 240,—

Egzemplarze archiwalne czasopism wydawanych przez Wyd. NOT SIGMA można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 26 80 16.

Wydawnictwo SIGMA – wydawca 75 czasopism technicznych dla inżynierów, techników i robotników wykwalifikowanych oraz dla czytelników interesujących się techniką pozazawodowo.

Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych SIGMA jest przedsiębiorstwem Naczelnej Organizacji Technicznej; powstało w marcu 1979 r.; kontynuuje trzydziestoletni dorobek edytorski Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT; w roku bieżącym przygotowuje się do podjęcia wydawania poradników technicznych, pomocy inżynierskich, wydawnictw szkoleniowych i popularyzatorskich.

Wydawnictwo SIGMA dzięki silnemu powiązaniu ze stowarzyszeniami naukowo-technicznymi sfinalizowanymi w NOT prezentuje na łamach wydawanych czasopism szeroki wybór artykułów, komunikatów i informacji z zakładów produkcyjnych, ośrodków badawczych i uczelni, a także opracowania techniczno-gospodarcze ukazujące opinie specjalistów na temat rozwoju poszczególnych gałęzi krajowego przemysłu, budownictwa, energetyki, telekomunikacji oraz na temat ochrony naturalnego środowiska człowieka.

Prenumeratę czasopism Wydawnictwa SIGMA (dawniej WCT NOT) przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” oraz urzędy pocztowe.

Wydawnictwo SIGMA – ul. Świętokrzyska 14a, 00-950 Warszawa, skrytka pocztowa 1004. Dyrektor – naczelny redaktor – tel. 26-91-52. Dział Handlowy – tel. 26-80-16.

PZL-110 KOLIBER



OVER 3000 RALLYES FLYING ALL OVER THE WORLD

- License version of Socata Rallye
- 2-3 seater
- Trainer and tourer
- STOL
- 125 hp (92 kW) PZL-Franklin engine
- All-metal
- Fixed landing gear
- Max speed 195 km/h
- Min speed 76 km/h
- Take-off run 140 m



50 years of experience
20 thousand of PZL Aircraft Built

Manufacturer:
Centrum Naukowo-Produkcyjne
Samolotów Lekkich PZL-Warszawa
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814 649



PEZETEL
POLAND

Exporter: PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, PO. Box 371, Poland
Phone: 28-50-71, Cable: Pezetel, Telex: 813 430