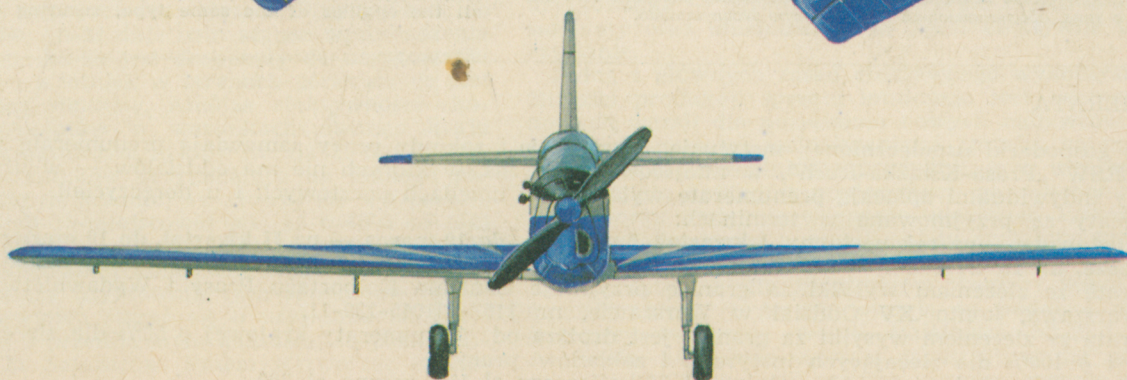
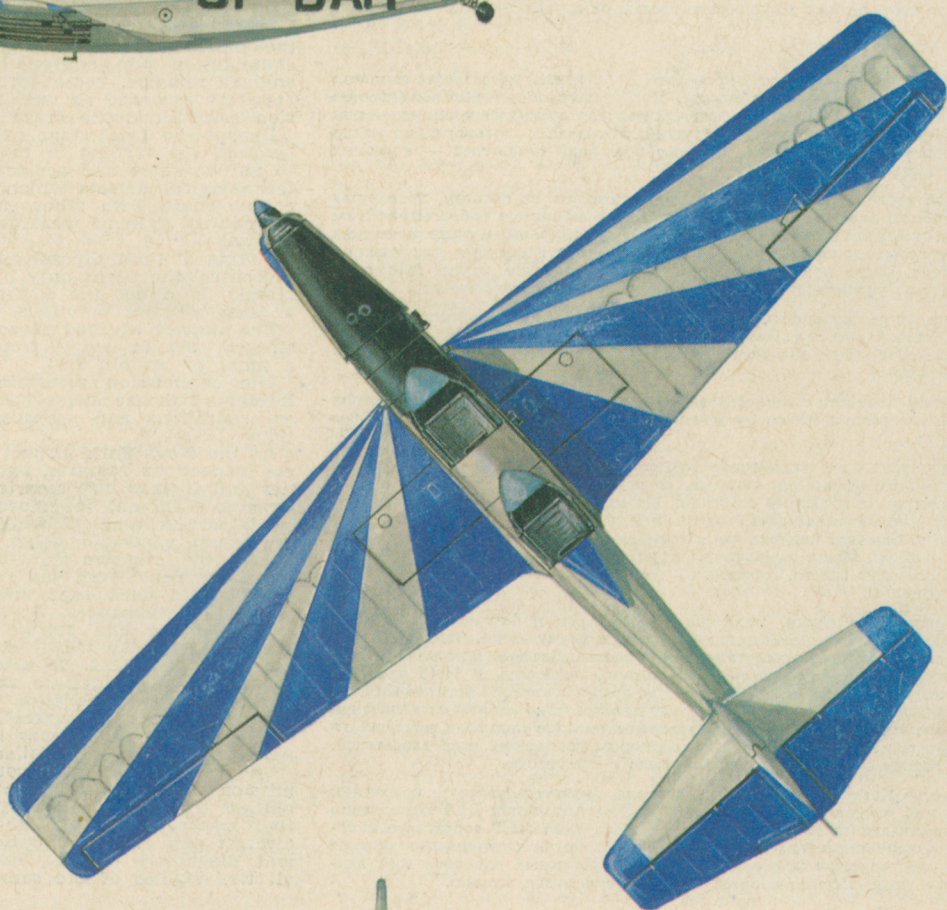
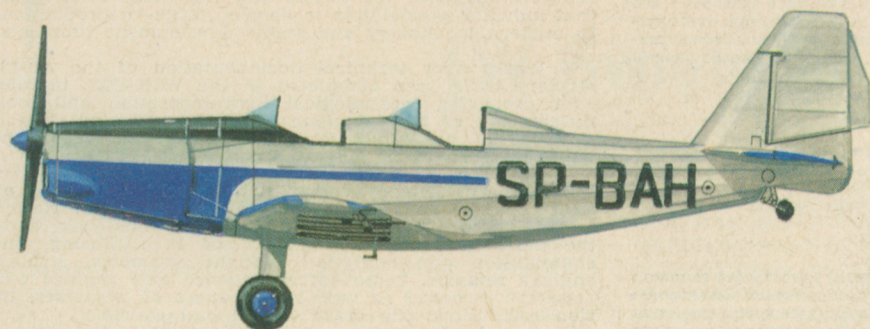


TECHNIKA

8-9'80

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● На международной авиационной выставке в Ганovere особый интерес на стенде торгового предприятия ПЗЭТЭЛЬ вызвал вертолет ПЗЛ-Каня (Kitty Hawk)

● At the International Air Exhibition in Hanover, the PZL-Kania (Kitty Hawk) helicopter attracted special notice at the PHZ PEZETEL stand.

● Дальнейшее развитие Кани, вертолет ПЗЛ-Таурус", на вертолетной выставке в Лас Вегас получил золотую медаль.

● A further developed version of the Kania helicopter, the PZL-Taurus II gained the golden medal at the helicopter exhibition in Las Vegas.

● Еженедельник «Политика» от 17.06.80 публицировал информацию, что жюри в составе выдающихся деятелей внешней торговли и журналистов признано диплом «Человека Года» в области внешней торговли за 1979 г. вместе с наградой 20 тыс. зл. тов. Янушу Филемоновичу, аташе Бюро Торгового Советника посольства ПНР в Канаде, за первую продажу серии из 6 штук сельскохозяйственных самолетов М-18 Дромедер производства ВСК-Мелец, в Канаде.

● The Polityka weekly dated 17-th May this year informed: „Jury decided to grant a diploma of the Man of the Year in the field of foreign trade for 1979, together with an award of 20 000 zl, to Janusz Filemonowicz, attache in the Trade Adviser's Bureau of Polish Embassy to Canada, for the first sale of a series of 6 ag-planes M-18 Dromader, manufactured by WSK-Mielec, to Canada.

Жюри, приняло во внимание большие трудности, какие встречает продажа самолетов на североамериканский рынок и выдающееся на этом фоне достижение польской авиапромышленности. Мгр. инж. Януш Филемонович непосредственно участвовал в завершении этого трудного контракта, открывающего путь на этот рынок продуктам польской авиапромышленности. Эта сделка подтверждает позицию польской авиапромышленности в области экспорта и его достижения, которые были достигнуты главным образом благодаря многолетним торговым связям с советским рынком, обеспечивающим авиапромышленности возможность крупносерийного производства, доступ к современным технологиям и надежные перспективы развития.

Jury took into account special difficulties connected with placing airplanes on the North-American market, making that success of the Polish aviation industry very spectacular. Mr. Janusz Filemonowicz, M. Sc., contributed directly to concluding that difficult contract, which paved the way for other products of the aviation industry. That transaction confirms the high rank of the Polish aviation industry in the field of exports and its achievements gained mainly owing to many-years' trade and co-operation relationships with the Soviet market. Those relationships ensured that industry possibilities to develop large-lot production, an access to modern technology and stable development prospects".

● В ВСК ПЗЛ-Мелец закончились работы по технической документации пассажирского самолета Ан-28. Идут работы по подготовке ступеней и инструмента для производства. Серийный выпуск самолета Ан-28 поручен заводу в Мельце при кооперации с несколькими десятками других заводов.

● Works over technical documentation of the An-28 passenger airplane have been completed in the WSK-PZL in Mielec. Works over preparing technological instrumentation and tools for manufacturing of that airplane are just conducted. The lot production of the An-28 has been turned over the Mielec plant which will co-operate with several dozen plants in Poland.

● Правительственная комиссия исследовавшая причины катастрофы самолета Ил-62 завершила работы в мае месяце. Коммюнике о причинах катастрофы между другими гласит: «...на основе детального исследования и анализа динамики полета, остатков самолета и его двигателей, записанных разговоров по радио и параметров работы двигателя, а также показаний свидетелей — комиссия определила причину катастрофы.

● The government commission searching reasons of the Il-62 liner crash completed its works in May this year. The communique to this subject was published on 24 May this year, and we repeat the most substantial fragments of it. „...Basing on thorough examination and analysis of flight dynamics, airplane and its engines remains, radio correspondence and engines operation parameters recorded as well as evidences of witnesses, the commission ascertained the crash reason and course.

В концевой части полета, во время захода самолета на посадку, произошла поломка турбины левого, внутреннего двигателя, вызванная неблагоприятным и случайным стечением обстоятельств, скрытых, материальных и технологических дефектов, которые привели к преждевременному усталостному разрушению вала двигателя. Части поломанной турбины повредили два других двигателя, а также системы управления рулями высоты и направления самолета.

During the final stage of the flight while the liner approached landing, the turbine of the left inner engine was destroyed due to unfavourable and accidental coincidence of latent material and technological defects which led to untimely fatigue failure of the engine shaft. Two other engines and airplane rudder and elevator control systems were damaged by elements of the turbine destroyed.

Располагая одним исправным двигателем и возможностью управлять только элеронами, экипаж самолета сумел еще, что подтверждают анализы и свидетели, направить самолет таким образом, что столкновение с землей произошло в незастроенном месте.

Having at their disposal only one effective engine and being able to control the flight only by means of ailerons, the crew succeeded merely to direct the flight path so that the impact occurred in a place without buildings.

Столкновение самолета с землей наступило через 26 секунд после разрушения турбина, на расстоянии 950 м от начала взлетно-посадочной полосы, во врезе старого форта.

The impact occurred 26 seconds after the turbine had been destroyed, 950 m away from the beginning of the runway, in a moat of an old fort.

Комиссия определила, что никакие другие обстоятельства не имели влияния на катастрофу. Квалификации экипажа, ее психологическое состояние и подготовка к полету не вызвали сомнения. На аэродроме в Нью-Йорке самолет прошел необходимые технические осмотры и была определена его полная исправность к полету. Самолет получил запас топлива достаточной для свыше 9 часов полета без посадки. Масса самолета на взлете была меньше максимальной допустимой. Опоздание взлета, составившее 2 часа и 16 минут было вызвано интенсивным снегопадом.

The commission ascertained that no other circumstances had influenced the accident. The crew qualifications, their psychophysical conditions and preparation to the flight caused no reservations.

Из переговоров по радио, записанных наземными и бортовыми магнитофонами видно, что полет происходил без никаких возмущений. В 10.35 по варшавскому времени самолет перелетал над местностью Дарлово и начал снижение согласно указаниям органа контроля воздушного движения. В 11.13 началось концевое снижение на посадку. На 70 секунд до предусмотренной посадки капитан самолета решил повторить заход на посадку для проверки работы сигнализации положения шасси, на что получил разрешение органов контроля воздушного движения. Во время связанного с этим маневром увеличения тяги двигателей, произошла авария одного из них, что привело к катастрофе.

At the New York airport the airplane was subjected to technical inspections required and full efficiency of the airframe, engines and fittings was ascertained. The liner was supplied with fuel amount sufficient for more than 9 hours flight without need of landing. The take-off weight of the airplane was less than the maximum allowable value. The 2 h 16 min take-off delay was caused by intensive snowfall.

Министерство Коммуникации информировало правительственную комиссию, что согласно ее указаниям оно обязало Польские Авиалинии ЛЕТ немедленно принять профилактические меры. Польские Авиалинии ЛЕТ содействуя с поставщиком авиационной техники, который разработал специальные методы контроля и динамические приборы, провели необходимый контроль всех двигателей этого типа, обеспечивающий их исправную эксплуатацию."

It is evident from the radio correspondencies recorded on the ground and deck tape recorders that the flight was performed with no disturbances. At 10.35 a.m. Warsaw time the liner flew over Darlowo and started to descent according to instructions received from the traffic control station. The final landing approach began at 11.13. 70 seconds before the landing planned, the liner captain decided to repeat the landing gear approach manoeuvre in order to check operation of the landing gear position monitoring devices, which was agreed with the air traffic control station. While engines thrust was increased in connection with that manoeuvre, one of them failed which caused the crash.

The Ministry of Transport has informed the government commission that, according to that commission recommendations, it obliged the Polish Airlines LOT to immediately undertake preventive measures. The Polish Airlines LOT, co-operating with the aircraft and engines supplier who developed special test methods and diagnostic devices, have performed necessary check-up for all the engines of the same type, ensuring efficient operation".

PRENUMERATA

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni odpłacają 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 16 września — na IV kwartał.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zlecających indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.  
Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXV SIERPIEŃ/WRZESIEŃ 1980

TECHNIKA

8/9'80

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

## O efektywności gospodarowania w lotnictwie (W Święto Polskich Skrzydeł)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Każdy uroczysty moment sprzyja zastanowieniu się nad sukcesami oraz nad problemami czekającymi na rozwiązanie. Jesteśmy dumni z tego co osiągnęliśmy, lecz jednocześnie myślimy z gospodarską troską o dalszym rozwoju naszych skrzydeł.

Skok, jaki zrobiło nasze lotnictwo cywilne oraz przemysł w latach siedemdziesiątych jest bardzo duży. W 1970 r. LOT przewiózł 862 tys. pasażerów, w 1979 r. prawie dwa miliony. Lotnictwo rolnicze w 1970 r. obsługiwało w kraju 260 tys. ha, zaś w 1979 r. — 2,5 mln ha w kraju, a nieco więcej za granicą. Na początku 1970 r. nasz przemysł lotniczy produkował seryjnie trzy typy samolotów i był bez perspektyw, dziś produkuje osiem typów samolotów, bierze udział w międzynarodowej kooperacji, ma zamówienia na wiele lat naprzód i zajmuje piąte miejsce w świecie. Dynamika rozwoju naszego lotnictwa w ostatnim dziesięcioleciu była znacznie większa niż w okresach poprzednich.

Jednak, niezależnie od dumy z osiągnięć, przede wszystkim musimy widzieć stojące przed nami zadania oraz problemy wynikające z konieczności maksymalnie efektywnego wykorzystania naszych możliwości.

Przewozy światowej komunikacji lotniczej wzrastają po ok. 8% rocznie, zaś LOT-u ponad 10%. Aby wykorzystać dotychczasowy rozwój LOT-u oraz aby w latach osiemdziesiątych LOT mógł spełniać stawiane mu zadania dostrzegając kroku lotnictwu innych krajów — niezbędne są dla LOT-u nowe samoloty. Ich uzyskanie jest warunkiem efektywnego wykorzystania dotychczasowych osiągnięć. Obecne wykorzystanie sprzętu (ok. 1600 h/rok) jest już duże i bez wzrostu floty LOT-u trudno będzie zwiększać przewozy. A tymczasem sprzęt się starzeje. Samoloty Il-18 mają blisko 20 lat i żywot ich się kończy, zaś samoloty An-24, które mają już ok. 15 lat, też w niedługim czasie trzeba będzie zastąpić nowymi. Tymczasem terminy realnych dostaw sprzętu są dość odległe. Konieczne są starania o jak najszybsze uzyskanie sprzętu, choćby na drodze wynajmu. Kooperacja przy aerobusie daje nam prawo pierwszeństwa przy zakupach tego sprzętu. Przystąpienie do produkcji samolotów An-28 daje nam szansę wprowadzenia ich na linie lokalne. An-28 jest doskonały do użytkowania z małych lądowisk i z lotnisk w terenach górskich, co jest okupione dużą mocą silników. Analiza efektywności ekonomicznej tych samolotów w warunkach naszego kraju wskazuje, iż najkorzystniejszą byłaby wersja 21-miejscowa, gdyż wówczas moc silników przypadająca na jednego pasażera zbliżyłaby się do średniej światowej (66 kW/pasaż.), podczas gdy w wersji 15-miejscowej jest aż o 45% od niej wyższa. Zaś zużycie paliwa jest wprost proporcjonalne do mocy. W imię maksymalnej efektywności gospodarowania, LOT czy inny przyszły użytkownik tych samolotów na liniach lokalnych powinien starać się o uzyskanie od przemysłu wersji An-28 o przedłużonym kadłubie, co pozwoliłoby na zabieranie 21 pasażerów. Przemysł tworząc ekonomiczniejszą wersję tego samolotu równocześnie miałby szansę pozyskania szerszego wachlarza nabywców.

Profil produkcji naszego przemysłu lotniczego jest ustabilizowany i dość bogaty. Produkcja i prace rozwojowe są

skoncentrowane na głównych specjalizacjach tego przemysłu. Aby znajdować się w światowej czołówce, czyli produkować wyroby, które znajdują szeroki zbyt za granicą, musimy stale te wyroby doskonalić. Konieczny jest rozwój poszczególnych typów. Dlatego m.in. powstają obecnie turbosmigłowe wersje Kruka i Dromadera.

Jedną z dróg ulepszenia samolotu rolniczego jest stosowanie lepszego napędu, niekoniecznie turbinowego. W tym celu np. powstał silnik reduktorowy PZL-3R. Kruk z tym silnikiem ma nie tylko lepsze właściwości w locie, lecz przede wszystkim o kilkanaście procent mniejsze zużycie paliwa. Jak najszybsze wprowadzenie do produkcji tej odmiany silnika jest niezbędne dla bardziej efektywnego gospodarowania energią. Od tego, kiedy silnik reduktorowy wejdzie do użytku zależą nie tylko poważne oszczędności paliwa w lotnictwie rolniczym, lecz także wzrost zysków na eksportowych usługach agrolotniczych, a także dalszy rozwój eksportu tych silników do USA. Na ekonomiczność zabiegów agrolotniczych duży wpływ ma jakość aparatury agrolotniczej. Dlatego przemysł nasz, specjalizujący się w produkcji samolotów rolniczych, musi prowadzić intensywnie badania prowadzące do stałego ulepszenia tej aparatury.

Efektywność gospodarowania wymaga takiego organizowania produkcji licencyjnej, aby nie występowały przeszkody dewizowe w użytkowaniu produkowanego sprzętu. Np. użytkowanie Ogarów i Kolibrów wymaga zakupu paliwa za granicą. Stosowanie na silnikach PZL-Franklin zagranicznego osprzętu wymaga od użytkownika posiadania dewiz na części zamienne. Produkcja licencyjna samolotu Mewa na zasadzie montażu importowanych zespołów spłacych masową produkcją niewielu wybranych elementów także stwarza problem zaopatrzenia w części zamienne. Wyjściem naprzeciw tym problemom jest rozpoczęcie przez przemysł prac nad przystosowaniem silników do paliw łatwiej dostępnych. Trudności w rozwiązaniu tych wszystkich problemów czy też rozwiązywanie ich bez uwzględnienia faktu ograniczonych możliwości dewizowych użytkownika — ogranicza zaopatrzenie rynku krajowego w samoloty oraz uniemożliwia w pełni efektywne ich wykorzystanie.

Jedną z głównych zasad efektywnego wykorzystania możliwości produkcji sprzętu lotniczego jest tworzenie wciąż nowych wersji dla pozyskania nowych nabywców zainteresowanych nowymi zastosowaniami sprzętu, co pozwala na zwiększenie i przedłużenie produkcji, a w wyniku tego na pełną spłatę nakładów poniesionych na uruchomienie produkcji oraz następnie osiągnięcie większych zysków. Z tego punktu widzenia już w chwili oblotu prototypu trzeba przystępować do opracowywania różnych wersji wyrobu. Jest to dziś aktualne dla śmigłowców Kania i Sokół oraz samolotów Mewa i An-28. Istnieją tu podobne możliwości jak przy tworzeniu wersji śmigłowca Mi-2 i samolotu An-2. Np. na pewno wystąpi zapotrzebowanie na sanitarną wersję Mewy czy cywilną morską wersję patrolową samolotu An-28.

Drugą zasadą efektywności produkcji lotniczej jest do-

cd. na s. 2



## POLSKA

● Na międzynarodowej wystawie lotniczej w Hanowerze specjalną uwagę na stoisku PHZ PEZETEL zwracał śmigłowiec PZL-Kania (Kitty Hawk).

● Dalsze rozwinięcie Kani, śmigłowiec PZL-Taurus II, na wystawie śmigłowcowej w Las Vegas, otrzymał złoty medal.

● Tygodnik *Polityka* w nrze 20 z dn. 17.05.br. zakomunikował: „Jury postanowiło przyznać dyplom „Człowieka Roku” w handlu zagranicznym za 1979 r. wraz z nagrodą w wysokości 20 tys. zł Januszowi Filemonowiczowi, attaché w Biurze Radcy Handlowego Ambasady PRL w Kanadzie, za pierwszą sprzedaż serii 6 samolotów rolniczych M-18 Dromader produkcji WSK-Mielec do Kanady.

Jury wzięło pod uwagę szczególne trudności lokacyjne samolotów na rynku północnoamerykańskim i spektakularny na tym tle sukces polskiego przemysłu lotniczego. Mgr inż. Janusz Filemonowicz w sposób bezpośredni przyczynił się do sfinalizowania tego trudnego kontraktu, torującego drogę na ten rynek innym wyrobom przemysłu lotniczego. Transakcja ta potwierdza eksportową pozycję polskiego przemysłu lotniczego i jego osiągnięcia uzyskane głównie dzięki wieloletnim związkom handlowym i kooperacyjnym z rynkiem radzieckim, zapewniającym temu przemysłowi możliwości wielkoseryjnej produkcji, dostęp do nowoczesnych technologii i trwałe perspektywy rozwoju”.

● W WSK PZL-Mielec zakończono prace nad dokumentacją techniczną samolotu pasażerskiego An-28. Są także w toku prace nad wykonaniem oprzyrządowania i narzędzi do tegoż samolotu. Seryjną produkcję An-28 powierzono zakładowi w Mielcu, który będzie pracował w kooperacji z kilkudziesięcioma zakładami na terenie kraju.

● Komisja rządowa badająca przyczyny katastrofy lotniczej Il-62 zakończyła w maju br. swe prace. Komunikat na ten temat ogłoszono 24 maja br., który we fragmentach drukujemy... „Na podstawie szczegółowych badań i analiz dynamiki lotu, szacunków samolotu i jego silników oraz zarejestrowanej korespondencji radiowej i parametrów pracy silników, a także zeznań świadków — komisja ustaliła przebieg i przyczynę katastrofy.

W końcowej fazie lotu, podczas podejścia



„Bestia i piękność” — tak jedno z czasopism amerykańskich nazwało Wilgę 35 (N163AS) i Jantara 2 (N272AS)

samolotu do lądowania nastąpiło zniszczenie turbiny lewego, wewnętrznego silnika wskutek niekorzystnego i przypadkowego zbiegu okoliczności ukrytych wad materiałowo-technologicznych, które doprowadziły do przedwczesnego zmęczenia wału silnika. Częściami zniszczonej turbiny zostały uszkodzone dwa inne silniki i układy sterowania samolotem, sterami wysokości i kierunku.

Dysponując jedynym sprawnym silnikiem oraz możliwością sterowania tylko przez wychylenie lotek, załoga zdołała jeszcze, co potwierdzają analizy i świadkowie, ukierunkować tor lotu tak, że zderzenie samolotu z ziemią nastąpiło w miejscu niezabudowanym.

Zderzenie samolotu z ziemią nastąpiło po 28 s od zniszczenia turbiny, w odległości 950 m od początku pasa startowego, w fosie starego fortu.

Komisja ustaliła, że żadne inne okoliczności nie miały wpływu na wypadek. Kwalifikacje załogi, jej stan psychofizyczny i przygotowanie do lotu nie budziły zastrzeżeń. Na lotnisku w N. Jorku samolot poddano wymaganym przeglądom technicznym i stwierdzono pełną sprawność płatowca, silników i osprzętu. Samolot zaopatrzone w zapas paliwa wystarczający do ponad 9 h lotu bez potrzeby lądowania. Masa samolotu do startu była mniejsza od dopuszczalnej. Opóźnienie startu o 2 h i 18 min zostało spowodowane intensywnymi opadami śniegu.

Z korespondencji radiowych zarejestro-

wanych na naziemnych i pokładowych magnetofonach wynika, że lot odbywał się bez żadnych zakłóceń. O godz. 10,35 czasu warszawskiego samolot przeleciał nad Darłowem i zaczął zniżać się zgodnie z poleceniem organu ruchu lotniczego. O godz. 11,13 rozpoczęło się końcowe schodzenie do lądowania. 70 s przed przewidzianym lądowaniem kapitan samolotu postanowił powtórzyć manewr podejścia do lądowania, w celu sprawdzenia działania urządzeń sygnalizujących położenie podwozia, na co uzyskał zgodę organu ruchu lotniczego. Podczas związanego z tym manewrem zwiększenia ciągu silników, nastąpiła awaria jednego z nich, która doprowadziła do katastrofy.

Ministerstwo Komunikacji poinformowało komisję rządową, że zgodnie z jej zaleceniami zobowiązało Polskie Linie Lotnicze LOT do natychmiastowego podjęcia środków profilaktycznych. Polskie Linie Lotnicze LOT współpracując z dostawcą sprzętu lotniczego, który opracował specjalne metody kontroli i przyrządy diagnostyczne, przeprowadził niezbędną kontrolę wszystkich silników tego typu, zapewniającą ich sprawną eksploatację”.

● W maju br. w Gdańsku, ul. Wały Jagiellońskie, został oddany do użytku nowoczesny terminal lotniczy. W nowej siedzibie PLL LOT znajdują pomieszczenia kasy sprzedaży biletów krajowych i zagranicznych, kasy wymiany walut, agencja pocztowa, przechowalnia bagażu oraz poczekalnia i mała gastronomia.

cd. ze s. 1

statecznie częste modyfikowanie sprzętu dla uzyskania jego dużej konkurencyjności na rynku. Znacznie bowiem taniej i łatwiej jest modyfikować niż tworzyć zupełnie nową konstrukcję, co staje się konieczne gdy pozostanie się zbyt w tyle w stosunku do zagranicy.

O ile np. obserwujemy stały rozwój Kruka, czego przykładem może być odmiana z silnikiem reduktorowym, opracowywanie nowych skrzydeł o mniejszym oporze czy odmiana z silnikiem turbośmigłowym, a także jest widoczny rozwój Kolibra (opracowywanie odmiany z silnikiem o większej mocy), to nieco niepokoi zbyt mały postęp w modyfikowaniu Wilgi, szczególnie że samolot jest już 15 lat w produkcji. Niewątpliwie stworzenie wersji Wilgi na pływakach i przekonanie jej wg wymagań przepisów amerykańskich (Wilga 80) jest krokiem naprzód, jednak Wilga wymaga ulepszenia pod względem aerodynamiki i technologii.

Z troską trzeba też myśleć o przyszłości naszej produkcji szybowcowej. W połowie lat siedemdziesiątych nasze

Jantary zrównały się z czołówką światową. Lecz zagraniczne wytwórnie szybowcowe wykazują dużą aktywność, której wynikiem jest ciągły postęp techniczny. Buduje się coraz więcej szybowców z dźwigarami skrzydeł z laminatu węglowego, wprowadzono do produkcji laminatowe szybowce klasy klubowej, szybowce klasy zawodniczej, szybowce z zakładanymi końcówkami skrzydeł dla zwiększenia rozpiętości, czy laminatowe dwumiejscowe szybowce szkolno-treningowe o doskonałości rzędu 34. Na tym polu pozostajemy w tyle, lecz jeszcze w br. powstaną prototypy szybowca klasy klubowej i zawodniczej. Niezbędne są jednak dalsze prace konstrukcyjno-doświadczalne jeśli chcemy utrzymać pozycję naszego przemysłu szybowcowego.

Aby nasze lotnictwo: zarówno LOT, jak i aerokluby oraz przemysł lotniczy mogły sprostać wymaganiom stawianym przez odbiorców krajowych i zagranicznych — musimy znać zarówno swe mocne, jak i słabe strony, orientować się w kierunkach niezbędnych posunięć i kierując się zasadami maksymalnej efektywności gospodarowania, czyli jak najpełniejszego wykorzystania posiadanych możliwości — wybierać najlepszą drogę działania.



## ARGENTYNA

● Wytwórnia Chincul, będąca montownią amerykańskich samolotów Piper, zbudowała odmianę samolotu sportowego Piper Cherokee Arrow będącą dwumiejscowym wojskowym samolotem szkolno-treningowym. Samolot napędzany jest silnikiem 194 kW (260 KM).



## BRAZYLIA

● 28 marca br. odbyło się uroczyste otwarcie wytwórni śmigłowcowej Helibras (filia francuskiego Aerospatiale) w Itajuba. Gotowa jest już hala montażowa o powierzchni 5500 m<sup>2</sup>. Cała wytwórnia ma mieć 210 000 m<sup>2</sup> powierzchni. (GIFAS 1278-2)



## FINLANDIA

● Wytwórnia Eiri Avion rozpoczęła produkcję nowych wersji szybowca PIK-20. Są to: PIK-20F Standard i PIK-20F Klub, oba z dźwigarami z laminatu węglowego. Szybowiec Klub, zgodnie z wymaganiami tej klasy, ma stałe podwozie i nie ma zbiorników na balast wodny.

● Fińskie Linie Lotnicze Finnair przewiozły w 1979 r. 3 670 441 pasażerów.



## FRANCJA

● Wytwórnia Reims Aviation (filia Cessny) jest największą europejską wytwórnią samolotów lekkich. Od 1963 r. do 1.I.1980 r. wyprodukowała ona 5342 samoloty, z czego 87% (4627) na eksport, a tylko 715 na rynek francuski. Wytwórnia ma 28 000 m<sup>2</sup> zatrudnia 555 pracowników i produkuje rocznie ok. 450 samolotów o wartości 106 mln franków, tj. 25 mln dol. (GIFAS 1278-1)

● 12 marca br. upłynęło 25 lat od oblotu pierwszego śmigłowca Alouette II. W ciągu 25 lat (1955÷1980) wytwórnia Aerospatiale wyprodukowała 4850 śmigłowców, z czego 640 zbudowali licencjodawcy (250 Alouette III i 150 Lama w Indiach, 60 Alouette III w Szwajcarii i 180 w Rumunii). Wyprodukowano:

- 1305 Alouette II
- 275 Lama (+37)
- 1380 Alouette III (143)
- 96 Super Frelon (+3)
- 846 Gazelle
- 96 Dauphin (+100)
- 212 Ecureuil (+566)

W nawiasach podano zamówienia w realizacji, łącznie na 760 śmigłowców (GIFAS 1274, 1278).

● Spośród 1305 zbudowanych śmigłow-

ców Alouette II w użyciu znajduje się 946. 28 śmigłowców tego typu ma wylatane ponad 10 000 h, zaś 336 ponad 5000 h.

● Do końca 1979 r. wytwórnia Socata otrzymała zamówienia na 146 samolotów sportowych Tobago i Tampico, z tego 89 na eksport. Obecna produkcja wynosi 12 samolotów na miesiąc.

● W 1979 r. wytwórnia śmigłowców Aerospatiale otrzymała zamówienia na 511 śmigłowców o wartości 3 mld Fr, w tym 300 Ecureil-AStar, 81 Dauphin i 40 Lama. W 1978 r. uzyskano zamówienia na 363 śmigłowce. Do 1.01.1980 r. Aerospatiale otrzymała zamówienia na 5950 śmigłowców, z czego dostarczyła ponad 5000.

● Śmigłowiec SA-365N Dauphin II przeleciał trasę Paryż-Londyn 8.02.1980 r. w 1 h 30 min z prędkością 322 km/h bijąc rekord ustalony miesiąc wcześniej przez śmigłowiec Sikorsky S-76 Spirit.

● Francuskie wytwórnie samolotów lekkich wyprodukowały w 1979 r. 686 samolotów a otrzymały zamówienia na 805 samolotów (do realizacji głównie w 1980 r.), z czego 593 na eksport.

● Austria zamówiła 24 samoloty myśliwskie Mirage 50, których dostawy rozpoczną się w 1982 r.

● Przedsiębiorstwo Airbus Industrie produkujące aerobusy A-300 do połowy maja br. uzyskało zamówienia na 404 samoloty, w tym 275 A-300 i 129 A-310. Wytwórnia przewiduje sprzedaż co najmniej 800 aerobusów. Obecne zamówienia stawiają Airbus Industrie na drugim miejscu w sprzedaży samolotów pasażerskich w świecie, tzn. za wytwórnią Boeing a przed wytwórnią McDonnell Douglas i Lockheed.



## NRD

● Dział techniczny przedsiębiorstwa Agrarflug-Interflug, po próbach zmęczeniowych przeprowadzonych w Instytucie Konstrukcji Lekkich w Dreźnie, przedłużył z 5600 h na 6500 h żywotność samolotu rolniczego Z-37 Cmelak. Dla 110 samolotów Z-37 używanych przez Agrarflug da to 100 tys. dodatkowych godzin lotu, co zaoszczędzi zakupu samolotów za 70 mln marek oraz pozwoli na użytkowanie Cmelaków do 1987 r.



## RFN

● Wytwórnia Grob wyprodukowała do wiosny 1980 r. 300 laminatowych szybowców dwumiejscowych Grob Twin Astir. W końcu 1979 r. został oblatany jego następcą Grob G 103 (początkowo oznaczony G 118) Twin II, na który wytwórnia otrzymała 50 zamówień i 50 opcji.

● Wytwórnia Schempp-Hirth dostarczyła 15 lutego br. setny dwumiejscowy wyczynowy szybowiec laminatowy Janus.

● Wytwórnia Rolladen-Schneider zbudowała 464 szybowce LS-1 i 380 LS-3. W budowie znajduje się ich następcą LS-4 (rozpiętość 15 m, doskonałość 40) oraz szybowiec klasy otwartej LS-5 o rozpiętości 22 m.

● Wytwórnia Schempp-Hirth buduje prototyp szybowca klasy 15 m Ventus o doskonałości 44. W konstrukcji skrzydła zastosowano włókno węglowe.



## USA

● Wytwórnia Gates Learjet 28 marca br. dostarczyła tysięczny egzemplarz samolotu słuźbowego Learjet. Produkcję rozpoczęto w 1964 r., w 1971 r. dostarczono trzysetny samolot, w 1975 r. pięćsetny, w 1978 r. osiemsetny. W 1979 r. zbudowano 107 samolotów Learjet.

● Do marca br. wytwórnia Sikorsky użyskała 350 zamówień na śmigłowce cywilne S-76 Spirit. Do końca br. odbiorcom dostarczono 47 śmigłowców tego typu, zaś do końca br. ma znajdować się w użyciu 125 sztuk, czyli produkcja roczna jest rzędu 100 sztuk. (UTW 4-80)

● Wytwórnie Piper, Cessna i Beech na początku kwietnia br. poważnie ograniczyły produkcję samolotów lekkich. Dużą część pracowników zwolniono z pracy. Piper wstrzymał pracę w trzech ze swych czterech zakładów. Przyczyną zahamowania zakupów samolotów lekkich jest skrócenie przez banki terminów spłat kredytów oraz zwiększenie oprocentowania kredytów, co wiąże się z brakiem stabilizacji wartości dolara. (Flight 3709)

● Od 31.12.1982 r. w USA będą obowiązywały nowe normy FAA o zaokrąglonych wymaganjach dotyczące opon i hamulców lotniczych.

● Wytwórnia Boeing zbudowała pierwsze dwa egzemplarze 550-miejscowej wersji samolotu Boeing 747SR.

● Wyniki działalności finansowej amerykańskich wytwórni lotniczych w 1979 r.:

	obroty mln dol.	zysk mln dol.
— Avco Lycoming	1932	132
— Boeing	8130	505
— General Dynamics	4060	185
— General Electric	6130	382
— Grumman	1480	19
— Lockheed	4100	56
— McDonnell Douglas	5278	199
— Northrop	1582	90
— Teledyne Continental	2710	372
— Textron Bell	3400	169
— United Technologies	9050	325.

(Interavia 4/80)

● 6 lutego br. prototyp śmigłowca doświadczalnego Sikorsky S-69 z przeciwbieżnymi wirnikami typu ABC (Advancing Blade Concept) osiągnął prędkość 420 km/h. Jest to największa dotychczas osiągnięta prędkość przez śmigłowiec. Wytwórnia przewiduje osiągnięcie w ciągu roku prędkości 520 km/h.



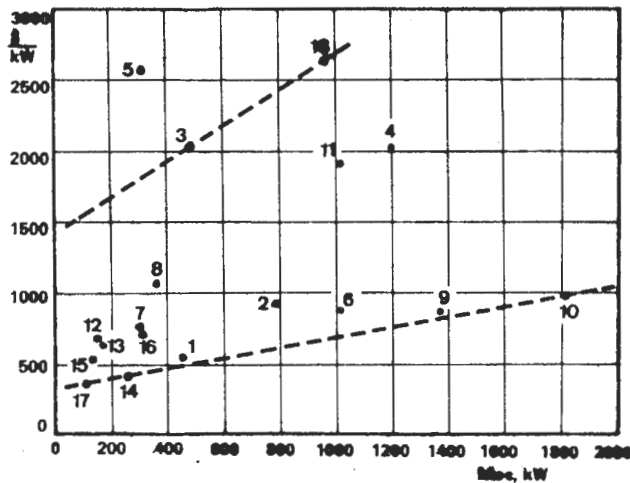
## ZSRR

● Aviaexport wyeksportował dotychczas 100 samolotów Jak-40. Jubileuszowy egzemplarz nabyła Czechosłowacja, która ma w eksploatacji 25 samolotów tego typu.

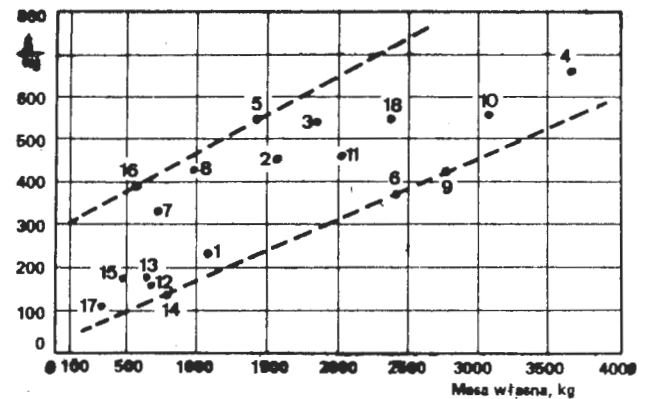
(w funkcji mocy, masy własnej, masy użytecznej, masy całkowitej)

Lp.	Śmigłowiec	Moc, kW	Masa własna, kg	Masa użyteczna, kg	Masa całkowita, kg	Cena, dol.
<b>AEROSPATIALE</b>						
1.	AS 350 D	459	1070	880	1950	252 000
2.	SA 360 C	783	1580	1420	3000	725 000
3.	SA 365 C	486	1850	1550	3400	995 000
4.	SA 330 J	1175	3766	3634	7400	2 432 000
<b>AUGUSTA</b>						
5.	A 109 A	313	1415	1185	2600	810 000
<b>BELL</b>						
6.	205 A-1	1044	2414	2349	4763	925 000
7.	206 B	313	732	719	1451	245 000
8.	206 L-1	373	978	859	1837	410 000
9.	212 (PT 63)	1342	2787	2293	5080	1 165 000
10.	214 B	1814	3175	454	3620	1 800 000
11.	222	2x503,3	2064	1406	3470	975 000
<b>ENSTROM</b>						
12.	F-28 C-II	153	678	320	998	105 000
13.	F-280 C Turbo Shark	167,7	678	501	1179	110 000
<b>HILLER</b>						
14.	UH-12 E	253,5	798	472	1270	113 000
<b>HUGHES</b>						
15.	300 C	142	476	454	930	77 600
16.	500 D	313	598	762	1360	232 000
<b>ROBINSON</b>						
17.	R 22	112	347	243	590	41 000
<b>SIKORSKY</b>						
18.	S 76 Spirit	2x485	2392	2144	4536	1 275 000

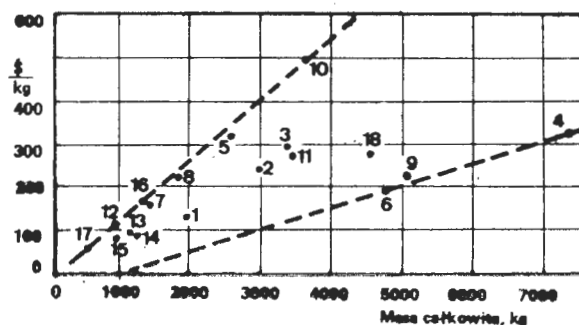
Cena 1 kW mocy



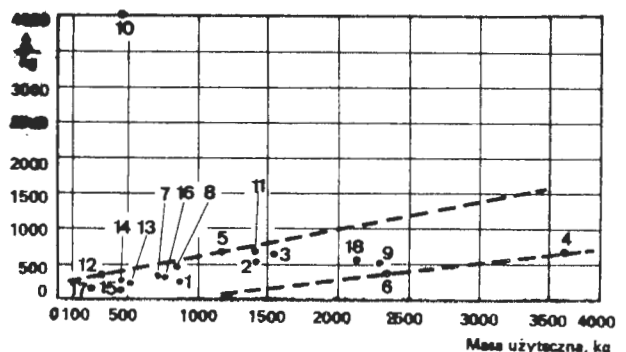
Cena 1 kg masy własnej



Cena 1 kg masy całkowitej



Cena 1 kg masy użytecznej



## Mini-Agrolot

Inż. ANDRZEJ SŁOCIŃSKI

Zainteresowanie użyciem latających radiomodeli do celów agrolotniczych wyszło już ze sfery rozważań teoretycznych. Przeprowadzenie z nimi prób stało się faktem, a postęp w dziedzinie otrzymywania i rozpryskiwania stężonych środków chemicznych pozwolił zwolennikom sterowanych radiem modeli latających i pojazdów zdalnie kierowanych myśleć o ich praktycznym wykorzystaniu począwszy już od jednostek zabierających 0,5 kg masy użytecznej (masy chemikaliów oraz masy materiałów pędnych).

Nie wchodząc w celowość zastosowania tak małych statków powietrznych oraz trafność użycia takich technik sterowania, warto zastanowić się nad celowością zastosowania specjalnych pilotowanych statków powietrznych, których masa użyteczna byłaby sto lub dwieście razy większa. Byłyby to prawdziwe giganty o udźwigu użytecznym ...50 lub 100 kg.

## Dawkowanie preparatów

Różnorodność zabiegów agrolotniczych stosowanych w rolnictwie, leśnictwie i przy zwalczaniu owadów szkodliwych dla ludzi wymaga stosowania różnych dawek preparatów chemicznych do opylania i opryskiwania, od 2000 kg na ha do ułamka grama substancji aktywnej na ha. Wymaga to również bogatego parku samolotów rolniczych, natomiast dla preparatów przeznaczonych do opylania i opryskiwania w dużych i średnich dawkach istnieje względnie bogaty park samolotów rolniczych, natomiast dla preparatów rozpryskiwanych w bardzo małych dawkach nie ma specjalnych samolotów i konieczność stosowania do tego celu istniejącego sprzętu nie zwiększa ekonomiczności przedsięwzięcia. Stąd też wypływa zapewne tendencja do zastosowania modeli sterowanych radiem

i pojazdów latających zdalnie kierowanych. Zgodnie z poglądami propagatorów modeli sterowanych radiem, dawka 0,5 l/ha powinna stanowić praktycznie górną granicę ich użytkowania. Najistotniejsze jest istnienie preparatów spełniających to wymaganie i będą prawdopodobnie powstawać coraz to nowsze takie środki chemiczne.

Ciekawie zapowiada się dekametrina — nowy środek owadobójczy w rolnictwie i ochronie zdrowia, nie powodujący zanieczyszczeń środowiska, szczególnie przystosowany do opryskiwania z bardzo małymi wydatkami (ULV). Został on po raz pierwszy zaprezentowany oficjalnie lotnictwu rolniczemu podczas Kongresu w Brighton w 1977 r., a potem omówiony na seminarium Aero-Agro w 1978 r. w Warszawie przez A. Fourcauda z Wydziału Agroweterynarii Procida, grupa Roussel UCLAF, Marsylia. Przeciwi bardzo odpornym owadom stosuje się go w dawkach 20 g masy aktywnej na ha, a przeciw owadom bardziej wrażliwym 0,2÷0,5 g masy aktywnej na ha. Cieczą nośną nie jest tutaj woda, lecz znacznie wolniej odparowujące oleje.

Przeprowadzono już próby klasycznego opryskiwania dekametriną z użyciem zwykłej instalacji rurowo-dyszowej. Obecnie przeprowadza się próby opryskiwania z bardzo małymi wydatkami (ULV) za pomocą atomizerów Micronair. Bardzo interesujące z punktu widzenia konstruktorów samolotów jest dawkowanie zastosowane doświadczalnie w walce z muchą tse-tse w Botswanie. Otóż zastosowano tam dawkę 0,2÷0,5 g substancji aktywnej przy całkowitej objętości cieczy 0,01 l/ha, tj. 1 l/km<sup>2</sup>! Ostateczne wyniki zabiegu nie są jeszcze znane, ale obserwacje przekazane dotychczas są pozytywne. Rozpryskiwanie preparatów w takich dawkach zadowoliłoby nawet posiadaczy najmniejszych modeli sterowanych

radiem, przystosowanych do opryskiwania.

Należy wyjaśnić, że jest to preparat 100× silniejszy niż DDT, 80× niż Carbaryl, 50× niż Melathion i 40× niż Parathion. Dekametrina, stosowana pod nazwą Decis w preparatach przeznaczonych do ochrony roślin, jest dobrze zapowiadającym się środkiem ochronnym dla wielu upraw takich jak: bawełna, zboża, ziemniaki, buraki, uprawy owoców, winorośli, rzepaku i uprawy leśne. Sposób działania dekametryny świadczy, że jest ona jednym z najbardziej owadobójczych środków i najmniej szkodliwym dla człowieka. Nierozpuszczalna w wodzie, dekametrina jest szybko wiązana przez koloidalne lub organiczne cząsteczki w rzekach, jeziorach itp., jak również w glebach, a następnie ulega bardzo szybkiemu i zupełnemu rozpadowi.

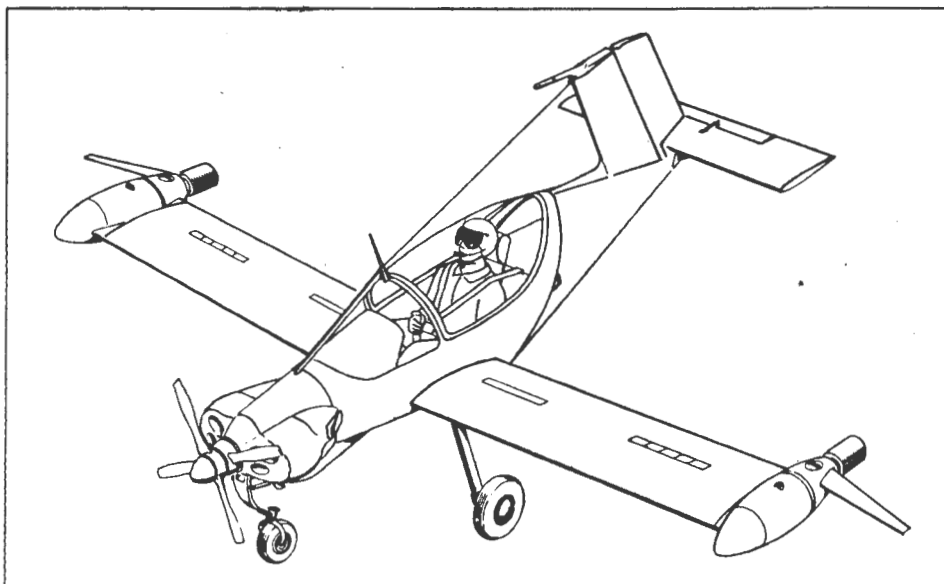
## Modele sterowane radiem i pojazdy latające zdalnie kierowane (RPV)

Przed scharakteryzowaniem wspomnianego samolotu o masie użytecznej 50÷100 kg, który być może byłby konkurentem pojazdów latających zdalnie kierowanych lub też potencjalnym monopolistą w opryskiwaniu z bardzo małymi wydatkami (ULV), należałoby przedstawić jakie modele sterowane radiem i jakie pojazdy zdalnie kierowane brane są tu w ogóle pod uwagę.

Sterowany radiem model został eksperymentalnie użyty przez Murphey'a w Ameryce Północnej do badania rozkładów opryskiwania z bardzo małymi wydatkami. W 1975 r. Embree i inni podjęli w Kanadzie na niewielką skalę badania przydatności handlowej owadobójczego opryskiwania ULV przeciw larwom robaków niszczących świerki.

Wielkość modeli sterowanych radiem ograniczają jednostki napędowe, jakie mogą być użyte do tego typu modeli. W Wlk. Brytanii, gdzie występuje zainteresowanie tym problemem, modele sterowane radiem mogą mieć silniki o pojemnościach nie większych niż 10 cm<sup>3</sup>, tj. o mocy rzędu 1 kW (1,36 KM). Model taki można użytkować na podstawie licencji krajowej. Jednakże, pomijając sam fakt związany z prawdopodobnymi trudnościami w przeprowadzeniu takiego pilotażu, aby spełnić rzeczywiste wymagania agrolotnicze do opryskiwania upraw, masa użyteczna modelu dochodząca nawet do 3÷5 kg przy całkowitej masie modelu 9,7 kg wydaje się trochę za małą do praktycznych celów. Przeciwnie nie zawsze będzie można opryskiwać wydatkiem 0,01 l/ha.

Większe jednostki latające sterowane radiem są klasyfikowane w Wlk. Brytanii jako pojazdy zdalnie kierowane — RPV (*remotely piloted vehicles*), a ewentualne użytkowanie ich będzie wymagać pozwolenia Zarządu Lotnictwa Cywilnego. Proponuje się użytkowanie zdalnie kierowanych pojazdów o masie użytkowej do 20 kg przy masie



całkowitej 45 kg i powierzchni skrzydeł ponad 4 m<sup>2</sup>.

D. R. Johnstone z Centrum Badań nad Szkodami Upraw Zamorskich z Wlk. Brytanii przedstawił w seminarium Aero-Agro w 1978 r. w Warszawie dane techniczne dwóch przykładowych modeli sterowanych radiem oraz dwóch RPV o rozpiętości skrzydeł 3 m i 5 m (tabl. 1). We wszystkich przykładach zwraca uwagę małe obciążenie jednostkowe skrzydeł. Przewidywane prędkości robocze modeli sterowanych radiem i RPV mają wynosić 54÷90 km/h.

### Gigant czy maluch?

Jaki miałyby być pilotowany odpowiednik modeli sterowanych radiem oraz pojazdów zdalnie kierowanych o masie użytecznej do 50 kg?

Byłyby to zapewne gigant w porównaniu z modelami sterowanymi radiem, a jednocześnie zupełny maluch w porównaniu z istniejącymi samolotami rolniczymi i to zarówno pod względem masy, jak i wielkości. Przez analogię do popularnego w Polsce malucha można by powiedzieć, że byłyby to swego rodzaju PZL-126P. Nawet w stosunku do Kolibra byłyby to raczej Mrówka pod względem wielkości i jego spodziewanej pracowitości. Dodatkowo trzeba zaznaczyć, że taka Mrówka wychodziłaby naprzeciw obecnym trudnościom paliwowym występującym na całym świecie.

Biorąc pod uwagę spodziewane wymagania rolnictwa dotyczące tego typu opryskiwań oraz istniejące możliwości techniczne i dostępne najmniejsze zespoły napędowe, można by samolotowi o masie użytecznej 50 kg postawić następujące wymagania techniczne:

- spełnienie przepisów FAR i BCAR dla samolotów nieakrobacyjnych (wg BCAR, część K — spełnienie wymagań grupy osłagowej D),

- proste urządzenia agrolotnicze do płynnych środków chemicznych zapewniające utrzymanie stałego wydatku rozpryskiwanych środków oraz szybką wymianę pustych zbiorników na pełne, przy czym urządzenia agrolotnicze powinny być wyraźnie oddzielone od reszty samolotu,

- górną granicę opryskiwania powinien stanowić wydatek 0,5 l/ha (tak jak dla modeli sterowanych radiem i pojazdów zdalnie kierowanych),

- masa samolotu pustego bez urządzeń rolniczych nie powinna przekraczać 200 kg,

- maksymalna masa do startu i lądowania nie powinna przekraczać 350 kg,

- prędkość robocza (opryskiwania) — 160 km/h,

- prędkość przeciągnięcia z wysuniętymi klapami — poniżej 90 km/h,

- załoga — 1 pilot,

- zespół napędowy: możliwie najmniejszy produkowany seryjnie silnik lotniczy mający uznawane świadectwo typu oraz śmigło stałe,

- duży nadmiar mocy umożliwiający przeskoczenie nieprzewidzianej przeszkody,

- krótki start i lądowanie (właściwości STOL),

- duże koła z hamulcami różnicowymi umożliwiające start z terenów przygodnych,

- gabaryty samolotu bez urządzeń rolniczych i rozpraszających nie powinny przekraczać 5 m; maksymalny przekrój kadłuba nie powinien przekraczać 0,4 m<sup>2</sup>,

- maksymalne obciążenie powierzchni skrzydeł do 110 kg/m<sup>2</sup>,

- kabina pilota powinna być szczelna, a doprowadzane powietrze — oczyszczone,

- wyposażenie w nóż i linę zabezpieczającą kabinę i statecznik przed bezpośrednim zderzeniem z siecią przewodów napowietrznych,

- zderzenie podwozia głównego samolotu z przeszkodą nie powinno naruszyć mocowania skrzydeł z kadłubem,

- łatwy montaż i demontaż skrzydeł oraz ewentualnie usterzenia poziomego do transportu kołowego samolotu na własnym podwoziu za lekkim samochodem terenowym,

- konstrukcja z metalu i laminatu,

- wyposażenie w radiostację UKF nadawczo-odbiorczą i jedynie niezbędne przyrządy pokładowe,

- przy pracach obsługowych powinien być zapewniony dobry dostęp do samolotu.

Odpowiednio zbliżone wymagania powinien spełniać samolot o masie użytecznej 100 kg z mocniejszym silnikiem.

### PZL-126P

Jak mógłby wyglądać samolot PZL-126P oparty na ww. wymaganiach?

Jest to jednoosobowy dolnopłat wolnonośny (rys.) przeznaczony do rozpryskiwania z powietrza preparatów chemicznych metodami ULV. Zarówno samolot, jak i aparatura agrolotnicza są wzajemnie do siebie dostosowane tak, aby w tych rodzajach zabiegów rolniczych były najbardziej ekonomiczne.

Samolot stanowi lekką konstrukcję z płaskim silnikiem dwucylindrowym o mocy 44,1 kW (60 KM) typu PZL-Franklin 2A-120-C i podwójnym dwułopatowym śmigłem stałym typu SS-000 o dużym ciągu w miejscu. Na całej rozpiętości skrzydeł ma klapy poszerzające skrzydło, wysuwane elektrycznie do 40°. Pod względem właściwości startu i lądowania samolot kwalifikuje się do grupy samolotów STOL. Na końcach skrzydeł umieszczone są integralne zespoły opryskujące (pojemniki zawierające zbiorniki z preparatami chemicznymi, urządzenia dozujące i urządzenia rozpryskujące napędzane elektrycznie). Zbiorniki chemikaliów umieszczone są na linii przechodzącej przez środek ciężkości samolotu w taki sposób, że zużywanie preparatów chemicznych nie zmienia wyważenia samolotu. Do zbiorników zamocowane są deflektory mające za zadanie ograniczyć działanie wiru podkowiastego na strugi rozpryskiwanych preparatów.

Pojemność obu zbiorników dostosowana jest do czasu lotu roboczego samolotu przy założonych małych dawkach preparatów tak, aby zapewnić największą ekonomiczność całego zespołu. Nie dotyczy to jednak skrajnie małych dawek, przy których, mimo tak małych zbiorników, lot do całkowitego zużycia chemikaliów musiałby trwać 25 h. Niewielka masa pojemników umożliwia mocowanie ich do skrzydeł na szybkozłączne zamki, co pozwala na

TABLICA 1. Dane techniczne modeli sterowanych radiem i pojazdów latających zdalnie kierowanych (RPV)

Kategoria		Model 1	Model 2	RPV-1	RPV-2
Skrzydło	rozpiętość, m	1,42	2,41	3,05	5,0
	ciężka, m	0,23	0,36	0,51	0,83
	powierzchnia, m <sup>2</sup>	0,32	0,86	1,55	4,15
Usterzenie poziome	rozpiętość, m	0,58	0,86	0,91	1,52
	ciężka, m	0,15	0,23	0,25	0,41
	powierzchnia, m <sup>2</sup>	0,089	0,20	0,23	0,62
Łączna powierzchnia nośna, m <sup>2</sup>		0,41	1,06	1,78	4,77
Wydłużenie		6,2	6,8	6,0	6,0
Kadłub	wysokość, m	0,15	0,20	0,25	0,42
	szerokość, m	0,089	0,114	0,15	0,25
Powierzchnia przekroju poprzecznego, m <sup>2</sup>		0,0135	0,023	0,038	0,105
Masa samolotu pustego, kg		2,0	4,7	12,0	25,0
Pojemność silnika, cm <sup>3</sup>		4,1	10	50	125
Masa użyteczna, kg		0,5	3÷5	5÷8	20
Obciążenie łącznej pow. nośnej przy maks. masie użytecznej, kg/m <sup>2</sup>		6,0	9,15	11,2	9,4
Uwaga: Model 1 — średniowmiarowy, górnopłat; Model 2 — duży, ogólnego przeznaczenia, górnopłat; RPV-1 i 2 — dla celów specjalnych, górnopłat					

TABLICA 2. Zestawienie poszczególnych grup samolotów rolniczych

Odmiana samolotu	Silnik	Moc, kW	Masa użyteczna, kg	Potencjalni użytkownicy
Samolot rolniczy Mini-Agrolot	łukowy	do 45	do 50	wyspecjalizowane przedsiębiorstwa świadczące usługi agrolotnicze; w ograniczonym zakresie indywidualni użytkownicy
Samolot farmerski Aerofarmer	łukowy	do 400	400 ÷ 1400	indywidualni farmerzy, uspołecznione gospodarstwa rolne, sadownicze, warzywne itp.
Samolot rolniczy Agrolot	łukowy	300 ÷ 900	800 ÷ 2800	wyspecjalizowane przedsiębiorstwa, świadczące usługi agrolotnicze; w ograniczonym zakresie indywidualni użytkownicy
Turbinowy samolot rolniczy Turbo-Agrolot	turbinowy ze swobodną turbiną	400 ÷ 2000	1000 ÷ 3000	wyspecjalizowane przedsiębiorstwa, świadczące usługi agrolotnicze; w ograniczonym zakresie indywidualni użytkownicy
Turbinowy samolot rolniczo-gospodarski Turbo-Aerotraktor		600 ÷ 2000	1200 ÷ 3000	wyspecjalizowane przedsiębiorstwa, świadczące usługi agrolotnicze; w ograniczonym zakresie indywidualni użytkownicy



szybką wymianę pojemników pustych na napełnione. Napełnianie zbiorników może być wykonane w bazie, pod nieobecność pracującego samolotu, co zwiększa efektywność jego wykorzystania. Umieszczenie pojemników na końcach skrzydeł jest również korzystne ze względów wytrzymałościowych wskutek odciążenia konstrukcji nośnej samolotu, a skomasowanie urządzeń rolniczych w pojemnikach eliminuje stosowany dotychczas system rur podskrzydłowych, co poprawia skutecznie aerodynamikę samolotu.

Skrzydła o profilu GA(W)-1, konstrukcji metalowej, o obrysie prostokątnym, jednodźwigarowe ze spoilerami stosowanymi do profilu skrzydeł, spełniają rolę lotek w ich częściach zewnętrznych oraz hamulców aerodynamicznych przy lądowaniu w częściach wewnętrznych. Przewidziano wariant skrzydeł z lotkami. Kłapy mają konstrukcję laminatową. Zbiorniki paliwa mieszczą się w skrzydłach, połączenie skrzydeł ze sobą i z kadłubem — typu SZD.

Usterzenie samolotu jest całkowicie metalowe. Usterzenie poziome — płytowe z klapką dociążającą (przewidziano wariant ze statecznikiem poziomym i sterem wysokości). Przednia część kadłuba konstrukcji skorupowej jest z laminatu i stanowi szczelną kabinę samolotu, tylna część kadłuba konstrukcji półskorupowej wykonana jest z blachy duralowej. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana oczyszczanym powietrzem.

Podwozie jest trójkołowe, stałe z kółkiem przednim, z goleniami sprzężystymi. Układ podwozia umożliwia zastosowanie kadłuba o kształcie zadartym w tylnej części i odsunięcie go od strug chemikaliów. Podwozie główne jest elastycznie mocowane do kadłuba. Sposób mocowania podwozia przedniego pozwala obniżyć łączną masę łoża silnika, podwozia przedniego i kadłuba w stosunku do rozwiązań konwencjonalnych przy uzyskaniu stosunkowo dużej bazy podwozia i znacznego ugięcia goleni sprzężystych. Podwozie główne ma hamulce różnicowe.

Samolot jest wyposażony w podstawowe przyrządy pokładowe i 720-kanalową radiostację UKF.

Konstrukcja samolotu oparta jest na podzespołach produkowanych przez przemysł lotniczy i to nawet tak dużych, jak np. kabina (przednia część kadłuba). Ogólna masa gotowych podzespołów zastosowanych w samolocie wynosi ponad 60% masy samolotu pustego, nie wyposażonego w urządzenia rolnicze.

Samolot oraz integralne zespoły opryskujące zostały zgłoszone przez CNPSL-PZL do Urzędu Patentowego jako projekty wynalazcze.

### Mini-Agrolot

Należałoby jeszcze umiejscowić projekt PZL-126P w systematyce samolotów rolniczych. Systematyka taka była zaproponowana na wymienionym już seminarium Aero-Agro w Warszawie

przez inż. St. Jachyrę z PZL-Mielec.

Najlejsza grupa obejmowała samoloty począwszy od masy użytecznej 400÷1400 kg i mocy do 400 kW. Występowała ona pod umowną nazwą Aerofarmer, gdyż przewidywani użytkownicy to indywidualni farmerzy, uspołecznione gospodarstwa rolne, sadownicze, warzywne itp. Dalsze grupy, to Agrolot, Turbo-Agrolot i Turbo-Aerotraktor.

Nie wchodząc w celowość zaproponowania takiego podziału wszystkich samolotów rolniczych i takich jego ograniczeń, w przypadku pojawienia się samolotu typu PZL-126P podział ten należałoby uzupełnić jeszcze jedną grupą samolotów otwierających zestawienie i to w rozbięciu na dwie podgrupy o masie użytecznej do 50 kg i 50÷100 kg. Z uwagi na to, że tak jak samoloty z grupy Agrolot służyłyby one prawdopodobnie wyspecjalizowanym przedsiębiorstwom i tylko w ograniczonym zakresie indywidualnym użytkownikom, można by oznaczyć tę grupę, w nawiązaniu do już istniejących, nazwą Mini-Agrolot.

Warto jeszcze zauważyć, że w omawianym zestawieniu poszczególnych grup samolotów występuje wolny obszar w zakresie samolotów o masie użytecznej 100÷400 kg. Zapewne samolot o takiej masie użytecznej byłby za mały, aby spełnić wszystkie funkcje typowe farmerskiego samolotu, a jednocześnie za duży jak na samoloty prowadzące opryski z wydatkami mniejszymi niż 0,5 l/ha. Prawdopodobnie jednak i ten zakres, wobec postępu w opracowywaniu preparatów chemicznych i aktualnych potrzeb rolnictwa, okaże się najodpowiedniejszy dla pewnych preparatów i w ślad za tym pojawi się stosowny dla takiej masy użytecznej ekonomiczny samolot rolniczy.

Pełne zestawienia poszczególnych odmian samolotów rolniczych uzupełnione samolotami z grupy Mini-Agrolot wraz z rodzajami silników, mocą, masą użyteczną i przewidywanymi użytkownikami podaje tabl. 2.

### LITERATURA

1. ALAIN FORCAUD: La Decamethrine, nouvel insecticide agricole non polluant particulièrement adapté aux applications aériennes à volume tres réduit (ULV). Aero-Agro, 1978 r.
2. D. R. JOHNSTONE: Remotely-Piloted Aircraft for Crop Protection. Aero-Agro, 1978 r.
3. ST. JACHYRA: Prognozy techniczne i systematyka samolotów rolniczych. Aero-Agro, 1978 r.

### NIKTÓRE DANE TECHNICZNE SAMOLOTU

Rozpiętość (bez urządzeń rolniczych)	4,7 m
Długość	4,15 m
Średnia cięciwa aerodynamiczna	0,7 m
Największa powierzchnia poprzecznego przekroju kadłuba	0,36 m <sup>2</sup>
Powierzchnia skrzydeł (bez deflektorów)	3,29 m <sup>2</sup>
Wydłużenie (bez deflektorów)	6,71
Masa pustego samolotu bez urządzeń rolniczych	200 kg
Maksymalna masa samolotu do startu i lądowania	350 kg
Masa użyteczna (preparaty chemiczne i materiały pędne)	50 kg
Prędkość przeciągnięcia samolotu ( $v_{80}$ ) przy maksymalnej masie do startu i lądowania z kłapami poszerzającymi wychylonymi do 40°	86 km/h
Maksymalna prędkość wznoszenia bez urządzeń rolniczych	8 m/s
Długość startu na $H=15$ m bez urządzeń rolniczych z kłapami wychylonymi na 40°	200 m
Długość lądowania z $H=15$ m bez urządzeń rolniczych z kłapami wychylonymi na 40° bez użycia hamulców aerodynamicznych	310 m
Czas jednostajnego oprysku 40 l preparatu wydatkiem 0,5 l/ha z prędkością 160 km/h przy szerokości oprysku 10 m	0,5 h
Objętość preparatu zużyta przy jednostajnym opryskiwaniu wydatkiem 0,01 l/ha z prędkością 160 km/h przy szerokości oprysku 10 m w czasie 3 h	4,8 l

## POCZTA LOTNICZA

### Historia lotnictwa

*Jako miłośnik i czytelnik wielu czasopism lotniczych, także Techniki Lotniczej i Astronautycznej, pozwalam sobie poruszyć następujące zagadnienie. Chodzi mi mianowicie o historię naszego lotnictwa. Według książki S. Minorzkiego „Ikar nad Dunajca”, góral J. Wnek wykonał lotnię, na której dużo wcześniej od Lilienthala wykonywał loty. Dlaczego sylwetka tego pioniera lotnictwa jest z reguły w historii naszego lotnictwa pomijana?*

(M. Krajewski — Luboń 3)

Legend i nieścisłych relacji na temat prób lotu jest wiele. Jednak badania przeprowadzone w różnych krajach wykazały, że o faktycznym opanowaniu lotu szybowego można mówić jedynie tam, gdzie wykonano nawet nie dziesiątki, lecz setki prób (Lilienthal 2000 lotów, Wrightowie 800, Cha-

nute czy Pilcher — po kilkaset). Natomiast relacje o pojedynczych lotach są relacjami o skoku z wieży, dachu czy skały — zbliżone bardziej do skoku spadochronowego niż lotu. Do wykonania faktycznego lotu szybowego konieczne jest trafne rozwiązanie kilkudziesięciu problemów z zakresu aerodynamiki, stateczności i sterowności, konstrukcji, sztywności i wytrzymałości oraz opanowanie techniki pilotażu i poznanie pewnych zjawisk meteorologicznych. Nie da się tego rozwiązać jednorazowo, prowadzi do tego celu długa droga pełna prób, doświadczeń, pomyłek i wniosków. Tylko nieliczni potrafili przejść tę drogę i uzyskać wyniki, a zwykle wiązało się to z poznaniem i wykorzystaniem doświadczeń poprzedników. Częstokroć relacje o wykonanym locie są przesadzone przez ich wykonawcę lub świadków. Hipoteza postawiona przez autora wymienionej przez Pana książki co do długości wykonanego lotu nie wydaje się być prawdopodobna w świetle wyżej podanych uwag.

A.G.

# Homologacja typu szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ  
PZL — Bielsko

W przypadku podejmowania produkcji seryjnej typu szybowca w liczbie przekraczającej zapotrzebowanie krajowe, konieczne jest pozyskanie zagranicznych rynków zbytu. Warunkiem decydującym o możliwości eksportu sprzętu do jakiegokolwiek kraju w liczbie opłacalnej dla producenta jest przeprowadzenie procedury homologacyjnej, polegającej na akceptacji typu szybowca przez organ nadzoru państwowego kraju importera. Akceptacja ta poprzedzona jest procedurą, której warunki oraz przebieg stanowią treść dalszych rozdziałów.

## Podjęcie procedury homologacyjnej

Procedura homologacyjna podejmowana jest w urzędzie nadzoru państwowego kraju importera sprzętu. Zgłaszającym typ szybowca do homologacji jest albo właściciel szybowca (gdy zakupił nowy typ jeszcze nie uznany przez rodzimy organ nadzoru państwowego i chce uzyskać zezwolenie na jego eksploatację w warunkach normalnych), albo producent lub jego przedstawiciel (gdy akceptacja typu ma być uzyskana przed wprowadzeniem go na rynek importera lub w początkowej fazie wprowadzania).

Warunkami koniecznymi do podjęcia procedury homologacyjnej są:

- zakończenie certyfikacji typu szybowca przez organ nadzoru państwowego kraju producenta stwierdzone faktem wydania Świadectwa Typu z załącznikami,
- zgłoszenie typu szybowca do homologacji dokonane w urzędzie nadzoru kraju importera, wraz z uiszczeniem ustalonej opłaty manipulacyjnej,
- przedstawienie organowi nadzoru państwowego kraju importera kompletu dokumentów homologacyjnych, stanowiących podstawę przeprowadzenia procedury oceny typu szybowca,
- umożliwienie organowi nadzoru dokonania praktycznej oceny sprzętu przez dostarczenie egzemplarza szybowca na okres niezbędny do wykonania badań (próby w locie),
- przedstawienie dokumentów udowadniających spełnienie wymagań specjalnych przewidzianych przepisami w kraju importera lub przez jego organ nadzoru. Niejednokrotnie przepisy w kraju, w którym dokonywana jest homologacja różnią się od przepisów, według których szybowiec został zbudowany i zaprojektowany przez producenta,
- określenie przepisów, w oparciu o które przedstawiany typ szybowca został zaprojektowany i zbudowany,
- powiadomienie organu nadzoru państwowego kraju producenta sprzętu o fakcie podjęcia procedury homologacyjnej z podaniem kraju i organu przeprowadzającego homologację. Informacja ta jest potrzebna z uwagi na współpracę producenta, organów nadzoru rodzimego i zagranicznego.

Po podjęciu procedury, organ nadzoru homologującego ustala czas i miejsce dostarczenia dokumentów i szybowca do prób w locie.

## Dokumentacja homologacyjna

W skład dokumentacji homologacyjnej wchodzi te dokumenty, których treść pozwala organowi nadzoru państwowego dokonującemu homologacji na wyrobienie sobie opinii o rozpatrywanym typie szybowca, poziomie bezpieczeństwa i możliwości prawidłowej eksploatacji przez użytkowników.

Dokumentację tę można podzielić na pięć zasadniczych grup:

- Dokumenty stanowiące wynik certyfikacji typu szybowca dokonywanej przez organ nadzoru państwowego kraju producenta, składające się ze:
  - Świadectwa Typu,
  - orzeczenia organu nadzoru państwowego wraz z załącznikiem w postaci krótkiej charakterystyki szybowca i warunków użytkowania,
  - Arkusza Danych dla typu szybowca.
- Dokumentacja eksploatacyjna, będąca zbiorem infor-

macji przekazywanych użytkownikowi przez producenta sprzętu. W skład tej dokumentacji wchodzi instrukcje:

- użytkowania w locie,
- obsługi technicznej,
- napraw.
- Dokumentacja konstrukcyjna obejmująca:
  - rysunek ofertowy szybowca (sylwetka w trzech rzutach z głównymi wymiarami i tabelą podstawowych osiągnięć),
  - rysunki głównych zespołów konstrukcyjnych, rysunki montażowe oraz rysunki lub schematy dotyczące regulacji mechanizmów i układów sterowania,
  - streszczenia dokumentacji obliczeniowej typu szybowca w zakresie aerodynamiki, obciążeń i wytrzymałości,
  - wykaz zastosowanych tworzyw konstrukcyjnych i procesów fabrykacyjnych z opisem warunków i norm wytwarzania sprzętu.

● Dokumenty weryfikacyjne, na które składają się protokoły lub sprawozdania z prób:

- w locie,
- wytrzymałościowych,
- sztywnościowych,
- funkcjonalnych,
- rezonansowych,
- flatterowych,
- zmęczeniowych (gdy były takie przeprowadzane dla danego typu szybowca).

● Dokumentacja specjalna zawierająca:

- dokumenty o treści i formie określonej przez homologujący organ nadzoru państwowego, wykonane na podstawie analiz obliczeniowych lub prób przeprowadzonych przez producenta sprzętu,
- zobowiązanie producenta o nadsyłaniu organowi nadzoru dokonującemu homologacji wszystkich Biuletynów Zmian dotyczących rozpatrywanego typu szybowca, jakie już się ukazały i wszystkich biuletynów, jakie mogą ukazać się w przyszłości. Zobowiązanie to dotyczy jednocześnie biuletynów, jakie producent musi rozesłać wszystkim użytkownikom.

Przedstawione dokumenty muszą być dostarczone organowi nadzoru kraju importera w języku uzgodnionym w momencie podejmowania procedury homologacyjnej. Zwyczajem jest to język angielski. Wyjątek stanowi dokumentacja eksploatacyjna, która adresowana do użytkownika sprzętu musi być przetłumaczona na język ojczysty tegoż użytkownika.

## Przebieg procedury homologacyjnej

Przebieg procedury homologacyjnej przedstawiono w tabl. 1, gdzie poszczególne etapy ustawiono w kolumnach obrazujących działania podejmowane przez zgłaszającego i działania organu nadzoru dokonującego homologacji.

Procedurę rozpoczyna zgłoszenie typu szybowca do homologacji. Powinno ono być dokonane w zasadzie wówczas, kiedy zgłaszający przygotował zestaw dokumentów (dokonanie streszczeń sprawozdań, wykonanie wyciągów z obliczeń, opisów procesów fabrykacyjnych itp., przekłady na język obcy i sporządzenie kopii do wysyłki w celu homologacji). Podjęcie opracowania dokumentów dopiero po zgłoszeniu typu do homologacji przedłuża całość procedury, a tym samym opóźnia moment wejścia sprzętu na rynek zagraniczny. Niemniej jednak, w celu zgłoszenia typu szybowca do homologacji wystarcza minimalny zestaw dokumentów w postaci:

- krajowego Świadectwa Typu,
- orzeczenia organu nadzoru kraju producenta sprzętu,
- Arkusza Danych szybowca,
- zestawu kilku najważniejszych rysunków konstrukcyjnych, planów lub schematów umożliwiających wyrobienie sobie ogólnego poglądu na temat cech sprzętu przedstawianego do homologacji,
- zobowiązania o dostarczeniu pozostałej dokumentacji

homologacyjnej wraz z terminem i miejscem dostawy sprzętu do prób.

Organ nadzoru kraju importera, po przeanalizowaniu przedstawionych dokumentów ustala zakres ewentualnych wymagań dodatkowych (gdy takie są konieczne) i sposób ich spełnienia przez producenta. Producent musi zatem przeprowadzić niezbędne analizy obliczeniowe lub wykonać wymagane próby naziemne i próby w locie, a wyniki ująć w formę sprawozdań, które przekazane zostaną do organu nadzoru kraju importera. Ten ostatni, po dokonaniu analizy otrzymanych dokumentów określających wyniki spełnienia wymagań dodatkowych, przystępuje do przeprowadzenia ewentualnych (najczęściej jednak realizowanych) prób w locie. Próby te dokonywane są przez pilotów doświadczalnych działających na rzecz organu nadzoru, upoważnionych przezeń do wydawania opinii na temat badanego sprzętu.

Wszystkie materiały i wyniki prób stanowią dla organu nadzoru podstawę do oceny typu szybowca. Jeżeli ocena ta wypadnie pozytywnie, sprzęt otrzymuje certyfikat dopuszczający go do użytkowania w kraju, w którym dokonano homologacji. W przypadku oceny negatywnej organ nadzoru odmawia wydania certyfikatu.

Proces homologacji trwa tym dłużej, im bardziej skomplikowana jest procedura. Zależy ona bowiem od wielu czynników, z których najistotniejsze to:

- przepisy zdatowności lotnej, wg których szybowiec konstruowano w porównaniu z przepisami obowiązującymi w kraju importera,

- stopień złożoności konstrukcji i wynikający stąd zakres prób naziemnych i prób w locie zarówno fabrycznych, jak i państwowych,

- zastosowane tworzywa konstrukcyjne. W przypadku tworzyw popularnych procedura jest łatwiejsza, natomiast tworzywa nowatorskie wzbudzają uzasadnione obawy organu nadzoru wynikające z braku doświadczeń eksploatacyjnych,

- opinia na temat producenta sprzętu oparta na opinii o innych, już homologowanych szybowcach producenta.

Złożoność charakteru procedury homologacyjnej jest przyczyną różnicowania czasu jej trwania. Można przyjąć, że od momentu zgłoszenia typu szybowca do momentu uzyskania certyfikatu upływa kilka do kilkunastu miesięcy.

### Struktura dokumentów homologacyjnych

Ponieważ każdy z dokumentów musi zawierać określone informacje, omówiono poniżej ich treść.

#### Dokumenty certyfikacji w kraju producenta

- Świadectwo Typu, stanowiące oficjalny urzędowy dokument stwierdzający akceptację danego typu szybowca przez organ nadzoru państwowego;

- orzeczenie organu nadzoru państwowego zawierające ogólną charakterystykę typu szybowca podające wykonawcę sprzętu oraz podstawę akceptacji (rodzaj zastosowanych przepisów budowy), wykonawców prób i na koniec ocenę szybowca. Załącznikiem do orzeczenia jest wykaz rozbieżności względem przepisów, jakie przyjęto za podstawę certyfikacji;

- Arkusz Danych typu szybowca zawierający: dane geometryczne i regulacyjne (wychylenia sterów i wielkość ruchów urządzeń), masę szybowca, rozłożenie ładunku użytkowniczego i wędrówka dopuszczalnego położenia środka ciężkości szybowca w locie, skład standardowego wyposażenia szybowca, warunki użytkowania (dopuszczalne prędkości lotu, manewry i nałożone ograniczenia).

#### Dokumenty eksploatacyjne

Dokumentacja eksploatacyjna sporządzana jest dla użytkownika sprzętu i powinna zawierać dostateczny zestaw informacji pozwalających na bezpieczne wykonywanie lotów i na właściwą obsługę posiadanego sprzętu. Dokumentacja ta ma postać instrukcji.

- Instrukcja Użytkowania w Locie stanowi zbiór wskazówek w zakresie:

- urządzeń w kabinie pilota,
- charakterystyki lotnej szybowca,
- sposobu wykonywania poszczególnych elementów pilotażu,
- przeprowadzania kalkulacji przelotowej,
- rodzaju wyposażenia szybowca i sposobu posługiwania się nim w locie,
- sposobu postępowania w sytuacjach awaryjnych,
- przebiegu polowego demontażu i montażu szybowca,

- kotwiczenia szybowca przy przetrzymywaniu na wolnym powietrzu,

- sposobu załadunku i transportu szybowca na wózek transportowym.

- Instrukcja Obsługi Technicznej ma na celu ułatwienie obsługi szybowca i wykonywania prac konserwatorskich. Należy więc w niej ująć sposób dokonywania:

- montażu i demontażu warsztatowego szybowca,
- regulacji mechanizmów i systemów sterowania,
- obsługi startowej szybowca,
- instalowania wyposażenia dodatkowego lub specjalnego,
- ważenia szybowca,
- transportu lotniskowego i kołowego (drogowego lub kolejowego).

- Instrukcja Napraw stanowi zbiór informacji udzielanych użytkownikowi na temat możliwości i zakresu napraw drobniejszych uszkodzeń wykonywanych przezeń samodzielnie. Na treść Instrukcji Napraw składają się:

- podział uszkodzeń eksploatacyjnych na nadające się do naprawy przez użytkownika i na wymagające remontu wyspecjalizowanej placówki,
- wykaz materiałów niezbędnych do przeprowadzenia remontu,
- opis charakterystycznych uszkodzeń wraz z procedurą ich naprawy,
- opis wymiany części zamiennych,
- sposób usuwania luzów,
- metody postępowania w przypadkach uszkodzeń nietypowych.

#### Dokumenty konstrukcyjne

Na podstawie dokumentacji konstrukcyjnej przedstawianej nadzorowi dokonującemu homologacji musi on wyrobić sobie opinię na temat rozwiązań konstrukcyjnych szybowca. Rysunek ofertowy określa sylwetkę szybowca, jego gabaryty i tabelarycznie podane osiągi. Rysunki konstrukcyjne głównych zespołów powinny być tak dobrane, aby pozwoliły na określenie koncepcji wytrzymałościowej konstrukcji typu szybowca. Uzupełnienie stanowią tutaj plany i schematy montażowe, regulacyjne itp.

Jednym z istotnych dokumentów przedstawianych organowi nadzoru importera jest streszczenie dokumentacji obliczeniowej. W zakresie aerodynamiki powinno ono zawierać charakterystykę aerodynamiczną skrzydła i całego płatowca, przebiegi wyporu wzdłuż rozpiętości płata, charakterystykę usterzeń, lotki i klapy. Ponadto w streszczeniu muszą być zawarte wyniki obliczeń równowagi podłużnej szybowca i stateczności.

Streszczenie dokumentacji obciążeń musi zawierać co najmniej krytyczne (wymiarujące) przypadki sił lub momentów obciążających konstrukcję, które stanowiły podstawę wymiarowania zespołów i części struktury płatowca.

Wymagane jest także krótkie przedstawienie zastosowanych metod i modeli obliczeniowych przy określaniu właściwości wytrzymałościowych struktury. Wymaganie to jest szczególnie podkreślane w przypadku zastosowania tworzyw nowatorskich lub nietypowych, które nie są jeszcze znane ogółowi techników.

Dokumentację rysunkową uzupełniają wykazy zastosowanych tworzyw konstrukcyjnych wraz z ich specyfikacją oraz wykaz zastosowanych metod fabrykacyjnych.

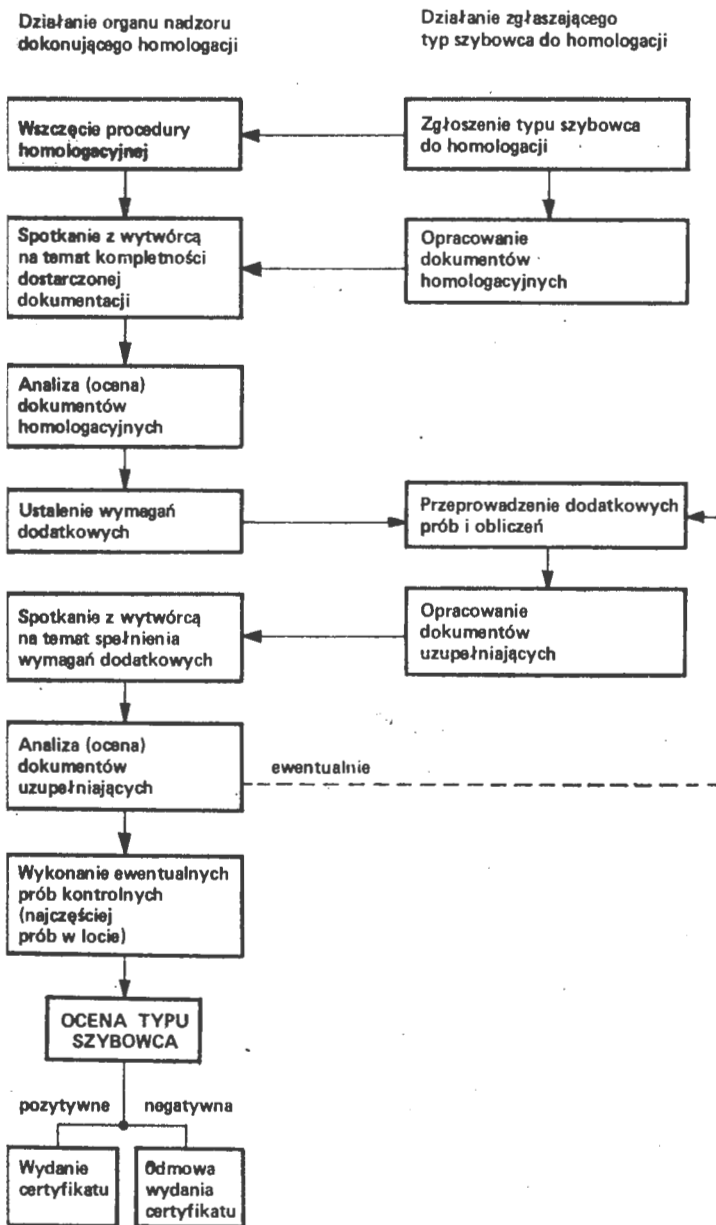
#### Dokumenty weryfikacyjne

Dokumenty weryfikacyjne stanowią najważniejszą grupę materiałów homologacyjnych, są bowiem dokumentem dotyczącym prób, które stanowią praktyczne potwierdzenie założeń i obliczeń konstrukcyjnych. Weryfikacja sprzętu latającego odbywa się na wielu kierunkach działania, przy czym głównie podzielić je można na próby naziemne i próby w locie. Dokumentem stwierdzającym fakt przeprowadzenia próby jest sprawozdanie.

- Wyciąg ze sprawozdania z prób w locie powinien być opracowany tak, aby umożliwił zorientowanie się we właściwościach szybowca w zakresie: przeciągnięcia, krążenia, lotu szybkiego, stateczności statycznej i dynamicznej, sterowności, właściwości podczas startu, lądowania itp. Szeroki zakres prób w locie sprawia, iż sprawozdanie z tych prób jest obszerne i zawiera dużo materiału informacyjnego. Umiejętne przygotowanie streszczenia nie jest rzeczą prostą.

- Sprawozdania z prób wytrzymałościowych i sztywnościowych mogą dla homologacji być podane w postaci uproszczonego wyciągu charakteryzującego:

TABLICA 1. Przebieg procedury homologacyjnej



- rodzaj przeprowadzonej próby (wytrzymałościowa, sztywnościowa),
- datę przeprowadzenia próby,
- wielkość i rodzaj przyłożonego obciążenia,
- zrealizowany procent obciążenia dopuszczalnego,
- zachowanie się konstrukcji pod wpływem obciążenia.

● Sprawozdanie z prób funkcjonalnych powinno zawierać informacje na temat wyników prób naziemnych określających:

- łatwość awaryjnego opuszczania kabiny,
- poprawność działania zaczepów startowych pod obciążeniem (napięciem liny holowniczej),
- prawidłowość napełniania instalacji balastowej,
- poprawność koncepcji montażu i demontażu szybowca,
- łatwość przetaczania szybowca po lotnisku,
- wygodę wsiadania i wysiadania z kabiny itp.

● Próby rezonansowe przeprowadzane są przez wyspecjalizowane instytucje. Wyniki tych prób należy przekazać prawie w całości z uwagi na konieczność otrzymania informacji o częstotliwości i postaci drgań przy analizie ewentualnie wykrytego zjawiska drgań samowzбудnych struktury szybowca.

● Próby flutterowe przeprowadzane są w locie. Jako dokument należy przedłożyć organowi nadzoru kraju importera kopie taśm z urządzeń rejestrujących parametry lotu i przemieszczenia konstrukcji płatowca. Informacja ta musi być uzupełniona krótkim komentarzem na temat sposobu wzbudzenia drgań przez pilotów wykonujących próby oraz na temat oprzyrządowania szybowca do prób.

● Próby zmęczeniowe stanowią zagadnienie niejako wydzielone. Zarówno sposób opracowania programu, jak i samej realizacji próby wykraczają poza ramy zwykłej praktyki konstruktorskiej i fabrykacyjnej. Gdyby jednak próba

została przeprowadzona (jeżeli nie uznano próby wykonanej na innym typie szybowca jako reprezentatywnej w stosunku do typu homologowanego), wyniki próby z komentarzem muszą zostać przedstawione organowi nadzoru kraju importera.

#### Dokumentacja specjalna

W przypadku, gdy szybowiec zbudowany został wg przepisów innych niż obowiązujące w kraju importera, organ nadzoru dokonujący homologacji może zażądać dostarczenia dowodów na spełnienie stawianych wymagań. Żądanie takie może być także związane z odstępstwami od przepisów, akceptowanymi przez organ nadzoru producenta, a kwestionowanymi przez organ nadzoru importera bądź też związane z nietypowymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi, budzącymi obawy co do ich wytrzymałości i funkcjonalności.

Producent szybowców musi także przesłać na ręce organu nadzoru homologującego oświadczenie o zobowiązaniu się do wysyłania wszystkich Biuletynów Zmian zarówno organowi nadzoru, jak i użytkownikom sprzętu. Biuletyny te wydawane są przez wytwórcę sprzętu w celu:

- zapewnienia zdolności lotnej sprzętu, naruszonej przez wykrytą usterkę wymagającą usunięcia,
- zwiększenia wartości użytkowej sprzętu (drobna modyfikacja ulepszająca lub usunięcie wady),
- ułatwienia obsługi (wymiana części lub dokonanie drobnej przeróbki warsztatowej względnie polowej),
- rozszerzenia (lub ograniczenia) warunków użytkowania (względy bezpieczeństwa wynikające z doświadczeń eksploatacyjnych),
- wprowadzenia modyfikacji konstrukcyjnych (modernizacja sprzętu).

Biuletyny Zmian, podobnie jak dokumentacja eksploatacyjna muszą być przetłumaczone na język ojczysty importera.

#### Działania praktyczne

Zanim zostaną sformułowane wymagania dodatkowe, konieczne jest spotkanie wytwórcy (lub jego przedstawiciela) z przedstawicielami organu nadzoru, w celu jednoznacznego sprecyzowania wymagań dodatkowych. Po spotkaniu takim konieczne jest opracowanie odpowiednich programów prób, przeprowadzenie ich, wykonanie analiz obliczeniowych oraz przygotowanie dokumentów stwierdzających spełnienie wymagań dodatkowych.

Zwykle dochodzi do ponownego spotkania wytwórcy i przedstawicieli organu nadzoru importera w celu omówienia pojawiających się jeszcze niejasności lub problemów, co do których nie było jednomyślności. Po tej konferencji organ nadzoru może dokonać oceny spełnienia wymagań dodatkowych. Ocena pozytywna pozwala na rozpoczęcie prób w locie, negatywna wymaga w zasadzie powtórzenia etapu narad i konferencji oraz dalszych analiz i prób.

Próby w locie przeprowadzane są zazwyczaj przez pilotów doświadczalnych organu nadzoru, niemniej jednak obecność w czasie prób pilota doświadczalnego producenta w znacznym stopniu ułatwia i przyspiesza tok prac związanych z lotami doświadczalnymi.

Wyniki analizy dokumentów uzupełniających i wyniki prób w locie pozwalają na dokonanie końcowej oceny typu szybowca. Jeżeli wypadnie ona pozytywnie, procedura homologacyjna kończy się wydaniem certyfikatu akceptującego typ szybowca do użytku na terenie kraju homologującego. Negatywny wynik oceny prowadzi do oddalenia wniosku homologacyjnego.

#### Czynniki ułatwiające homologację

Ponieważ proces homologacji sprzętu nierzadko bywa uciążliwy dla producenta, szczególnie gdy wymagania nadzoru kraju importera są wysokie i spełnienie ich staje się pracochłonne, nie bez znaczenia jest znajomość czynników ułatwiających homologację. Należą do nich:

- typowość sprzętu — wprowadzanie na rynek zagraniczny sprzętu, który nie różni się w jakiś sposób od innych typów w swej klasie w zakresie osiągnięć, właściwości pilotażowych, wymogów obsługi itp.;
- przetarta droga — homologowany jest szybowiec, którego typ uzyskał już certyfikat w innym kraju, Fakt taki powoduje wzrost stopnia zaufania do sprzętu ze strony organu nadzoru dokonującego homologacji;
- pewność prawidłowego wytwórstwa — jeżeli przedstawiciele organu nadzoru kraju importera mają możliwość zapoznania się z metodami produkcji przez wizytację zakładu producenta, wyrabiają sobie opinię na temat procesów

fabrykacyjnych szybowca poddawanego homologacji, co w przypadku konstrukcji z tworzyw sztucznych ma pierwszorzędne znaczenie. Niektóre z nadzorów krajowych wizytację zakładu producenta stawiają jako konieczny warunek homologacji;

— tradycja współpracy — w przypadku gdy nie jest to pierwszy typ produkowany u danego wytwórcy i homologowany w danym nadzorze, istnieją już pewne tradycje współpracy ułatwiające znacznie tok postępowania homologacyjnego. Znajomość metod obliczeniowych, badawczych i kontrolnych stosowanych przez wytwórcę może w znacznym stopniu być źródłem zmniejszenia wymagań dodatkowych stawianych przez homologujący organ nadzoru;

— opinia producenta na rynkach światowych — jeżeli producent szybowca jest firmą znaną w świecie, mającą sukcesy techniczne i legitymującą się rekordami czy medalowymi miejscami w zawodach uzyskiwanymi na produkowanym przez nią sprzęcie, stanowi to także czynnik przychylności ze strony organu nadzoru homologującego. Najdonioślejszą rolę odgrywają tutaj czołowe lokaty uzyskiwane przez zawodników w mistrzostwach świata bądź rekordy świata;

TABLICA 2. Charakterystyka Biuletynu Zmian

Rodzaje informacji przekazywanych użytkownikowi	
Wymaganie	zmiana musi być wprowadzona bezwzględnie w trybie i terminie ustalonym w Biuletynie Zmian
Zalecenie	zmiana powinna być wykonana dla poprawienia właściwości użytkowych szybowca, jednakże poniechanie jej nie obniża bezpieczeństwa użytkownika szybowca
Wskazanie	objaśnienie dodatkowe o możliwości efektywniejszego wykorzystania sprzętu
<p><b>Treść Biuletynu Zmian</b>  Przyczyny i podstawa wprowadzenia zmiany  Wykaz szybowców (numery fabryczne), których zmiana dotyczy  Opis zmiany  Sposób wprowadzenia zmiany (procedury wykonawcze)  Tryb wprowadzenia zmiany (kiedy i przez kogo)  Wykaz materiałów i części zamiennych niezbędnych do wprowadzenia zmiany  Postanowienia końcowe (kto ponosi koszty wprowadzenia zmiany, ewentualne wskazanie autoryzowanej placówki naprawczej itp.)</p>	

— rozmiary produkcji — fakt, iż wytwórca jest dostawcą sprzętu produkowanego seryjnie, a więc w dużej liczbie — jest czynnikiem stymulującym proces homologacji. Produkcja wielkoseryjna świadczy bowiem o technicznym poziomie producenta.

### Działania pohomologacyjne

Działania pohomologacyjne polegają na objęciu danego kraju posprzedażną obsługą szybowców w zakresie:

- wprowadzania zmian w trakcie eksploatacji,
- obsługi remontowej,

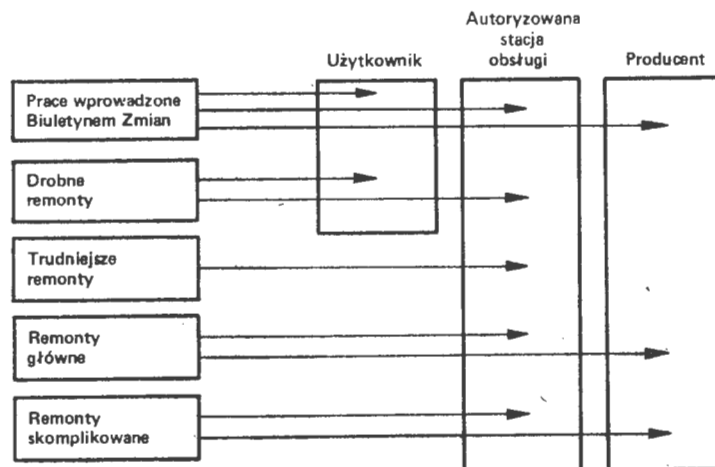
### Zmiany w trakcie eksploatacji

Konieczność wprowadzenia zmian w szybowcach, które są już eksploatowane przez użytkownika może wynikać z:

- wykrycia w trakcie eksploatacji wady konstrukcyjnej obniżającej bezpieczeństwo lotu,
- podniesienie osiągnięć lub poprawy cech użytkowych przez wprowadzenie modyfikacji,
- rozszerzenie warunków użytkowania (np. po wykonaniu dodatkowych prób względnie analiz obliczeniowych).

Rodzaje informacji przekazywanych użytkownikowi za pośrednictwem Biuletynu Zmian oraz treść tego Biuletynu przedstawiono w tablicy 2.

TABLICA 3. Rodzaje remontów i ich wykonawcy



Każdy Biuletyn Zmian musi być rozesłany do wszystkich użytkowników sprzętu oraz przekazany także do organu nadzoru, który dokonał homologacji typu szybowca.

### Obsługa remontowa

Remonty szybowców można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- remonty główne, przeprowadzane po upływie przewidzianych rezerw godzin lotu,
- remonty akcydensyjne — wykonywane po przypadkowym uszkodzeniu sprzętu (najczęściej w czasie lądowania w terenie przygodnym).

Remonty drobnych uszkodzeń mogą być przeprowadzane przez użytkownika we własnym zakresie, natomiast poważniejsze uszkodzenia musi usuwać autoryzowany przez producenta zakład remontowy lub w przypadku bardzo poważnych uszkodzeń sam producent szybowca. Remonty drobnych uszkodzeń mogą być przeprowadzane przez użytkownika po uzyskaniu opinii i objęcia nadzoru nad pracą ze strony inspektora nadzoru państwowego.

W przypadku remontów skomplikowanych wynikających z poważniejszych uszkodzeń (konieczność wymiany części zamiennych lub wprowadzenia nakazów czy zaleceń Biuletynów Zmian) wskazana jest konsultacja producenta, umieszczenie remontu w autoryzowanej stacji obsługi bądź dostarczenie szybowca do wytwórcy. Współzależności między rodzajami remontów a wykonawcami przedstawiono w tablicy 3.

### Uwagi końcowe

Przedstawiony powyżej przebieg procesu homologacji typu szybowca, dokonywanego przez zagraniczny organ nadzoru państwowego, jest układem złożonym, wymagającym operatywnego działania wytwórcy sprzętu.

Pomyślny wynik homologacji jest warunkiem otwierającym dany rynek zbytu. Dlatego przygotowaniom materiałów homologacyjnych powinny towarzyszyć działania reklamowe, przygotowujące przyszłych klientów do decyzji i wyboru sprzętu, jaki pragną nabyć.

Materiały homologacyjne muszą być przełożone na język kraju, do którego przewidziany jest eksport sprzętu. Przed wytwórcą staje problem pozyskania osób, które nie tylko biegle znają język importera, ale są jednocześnie fachowcami z zakresu szybownictwa i znają specyficzne słownictwo tej branży technicznej. Zdobyć tłumaczy nie jest łatwe, a tłumacz raz pozyskany powinien być wysoko ceniony.

Istotny jest również fakt, iż do homologacji należy przygotowywać tylko taki sprzęt, który rokuje nadzieje na produkcję przez dłuższy okres czasu, a zatem typu szybowców najnowszych. Homologowanie typu, który opuści zakład producenta w niewielkiej liczbie egzemplarzy pociąga za sobą koszty, które nie ulegną zwrotowi. Jest więc ono uzasadnione jedynie w przypadku dużej atrakcyjności homologowanego typu, jeżeli stanowi on klucz do otwarcia bram innym popularnym o dobrych właściwościach wielkoseryjnie produkowanym typom szybowców.

# Próby określenia spawalności krajowych stali typu maraging N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr

Dr inż. JÓZEF MIKUŁA  
Mgr inż. JÓZEF MARSZAŁEK  
Zakład Materiałoznawstwa  
Politechnika Rzeszowska

Postęp techniczny i rozwój nowych dziedzin techniki lotniczej, raketowej, kosmicznej, energetycznej itd. wymaga nowych materiałów konstrukcyjnych o właściwościach, jakich nie miały żadne dotąd znane tworzywa, np.: wysoka wytrzymałość, odporność na korozję, mała wrażliwość na rozwój pęknięć, dobra spawalność, wysoka plastyczność. Wymagania te zmuszają do poszukiwania nowych, mogących sprostać postawionym zadaniom materiałów konstrukcyjnych.

Jednym z takich materiałów są stale niklowe o bardzo niskiej zawartości węgla ( $C < 0,03\%$ ) utwardzone dyspersyjnie wydzieleniami faz międzymetalicznych (w zachodniej literaturze fachowej noszą one nazwę maraging). W technicznym słownictwie polskim przyjęto je nazywać stalami martenzytycznymi utwardzonymi wydzieleniowo. Stale maraging zostały zaprojektowane w 1960 r. przez Deckera, Fasha i Goldmana w laboratoriach International Nickel Company [1, 2].

W Polsce produkowane są trzy gatunki tych stali: N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr, z których ostatnia jest stalą nierdzewną. Prowadzone są nad nimi wszechstronne badania laboratoryjne, w celu dokładnego poznania ich właściwości mechanicznych i fizycznych.

Prawie we wszystkich konstrukcjach konieczne jest trwałe łączenie elementów. W większości przypadków łączy się je spawaniem, przy czym od tych połączeń wymaga się wysokich właściwości wytrzymałościowych. Prowadzone są więc badania spawalności tych stali w celu ustalenia optymalnych parametrów i opracowania właściwej technologii spawania.

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo mogą być spawane [3÷15] następującymi metodami:

- TIG — spawanie elektryczne w atmosferze argonu elektrodą nietopliwą,
- MIG — spawanie elektryczne w atmosferze argonu elektrodą topliwą,
- spawanie elektryczne elektrodą otuloną,
- spawanie wiązką elektronów,
- spawanie elektryczne łukiem krytym,
- spawanie elektrodużłowe.

## Badania własne

### Cel badań

Coraz częściej w nowoczesnych konstrukcjach krajowych stosowane są stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo. Często konieczne jest łączenie elementów za pomocą spawania. Od połączeń tych, szczególnie w częściach wysoko obciążonych i odpowiedzialnych, wymagana jest wysoka wytrzymałość i odporność na pękanie. Znikome wiadomości literaturowe na temat spawalności stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo, szczególnie blach

o grubości powyżej 10 mm produkcji krajowej, nie pozwalają wprowadzić spawania tych stali na skalę przemysłową. Stąd celem niniejszej pracy jest:

— określenie spawalności dwóch gatunków stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr produkowanych w kraju przez Hutę Baildon HZWD Mikrohuta,

— opracowanie technologii spawania tych stali wiązką elektronów i metodą TIG w osłonie argonu,

— określenie wpływu starzenia na wytrzymałość złączy spawanych i ich strukturę.

### Przedmiot i zakres badań

Przedmiotem badań są stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr produkowane w kraju:

— stal H10N7K9M5Pr. Do prób spawania użyto płaskownika  $\neq 10 \times 40$  mm wg PN-72/H-93202 — wytop próżniowy. Dane dotyczące stanu dostawy, składu chemicznego i właściwości mechanicznych wg Atestu Hutniczego nr 14980/W-A z dnia 28.09.1976 r. podaje tabl. 1. Struktura w stanie dostawy wykazała niedostateczne ujednorodnienie (rys. 1). Wady tego typu obniżają właściwości wytrzymałościowe w stosunku do właściwości deklarowanych przez hutę. Z braku innych materiałów tego gatunku stali badania przeprowadzono na tym płaskowniku;

— stal N18K9M5TPr. Do prób spawania użyto prętów  $\square 45 \times 50$  mm (wytop próżniowy) zgodnie z PN-72/H-94500. Dane dotyczące stanu dostawy i składu chemicznego wg Atestu Hutniczego nr 938/K-A z dnia 18.04.1977 r. podaje tabl. 1. Struktura tej stali (rys. 2) w stanie dostawy nie budzi większych zastrzeżeń poza nielicznymi drobnymi pęknięciami i zakuciami na powierzchni materiału, które odcinano przy wycinaniu płaskowników do prób. Płaskowniki  $\neq 12 \times 50$  mm przeznaczone do prób wycięto na frezarce poziomej wzdłuż pręta.

### Zakres badań

Badania obejmowały opracowanie technologii spawania wiązką elektronów i metodą TIG w osłonie argonu, badania radiograficzne spoin, próby rozciągania i uderności na próbkach obrobionych i nie obrobionych cieplnie, przeprowadzenie zmodyfikowanej próby kołowej spoiny, badania rozkładu twardości w złączach spawanych nie obrobionych i obrobionych cieplnie, badania makroskopowe i mikroskopowe z użyciem mikroskopu optycznego.

### Ustalenie parametrów spawania wiązką elektronów

Do ustalenia parametrów spawania przygotowano dwa płaskowniki ze stali N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr. Długość płaskowników wynosiła 100 mm, przekrój  $\neq 10 \times 40$  mm dla

TABLICA 1. Dane materiałowe stali w stanie dostawy wg Atestów Mikrohuty

Gatunek materiału nr wytopu, przekrój	Stan dostawy	Twardość HIB	Skład chemiczny, %											Właściwości mechaniczne			
			C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Mo	Al	Co	Ti	Re, daN/mm <sup>2</sup>	R <sub>m</sub> , daN/mm <sup>2</sup>	A, %	Z, %
H10N7K9M5Pr, wytop nr BIH431559, $\neq 10 \times 40$	walcowanie przesycanie 920°C/1h	321	0,014	0,03	0,032	0,006	0,01	10,4	7,4	5,65	0,14	9,2	—	91,0 92,0	106 107	16,3 17,8	51,5 52,8
N18K9M5TPr, wytop nr MI421937, 45×50		302	0,019	0,04	0,05	0,003	0,01	—	18,1	4,72	0,16	9,2	0,5	nie podano w Ateście			

materiału H10N7K9M5Pr i  $\neq 12 \times 50$  mm dla N18K9M5TPr. Ustalenie parametrów spawania prowadzono na pełnym materiale przecinając go wiązką elektronów prostopadle do kierunku włókien po uprzednim odtłuszczeniu powierzchni spirytusem etylowym.

Spawanie wykonano w WSK PZL-Rzeszów na urządzeniu do spawania elektronowego typu K10-G150 firmy Steingewald Strahltechnik — RFN. Podczas spawania podciśnienie w komorze spawalniczej wynosiło  $133,32 \cdot 10^{-3} \frac{N}{m^2}$ .

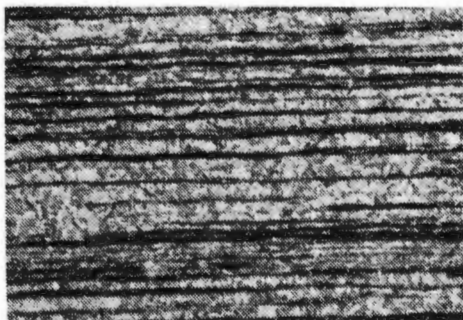
### Spawanie próbek wiązką elektronów

Do spawania przygotowano płaskownik  $\neq 10 \times 40$  mm o długości 40 mm ze stali H10N7K9M5Pr i  $\neq 12 \times 50$  mm o długości 40 mm ze stali H18K9M5TPr. Płaskowniki umocowano na wózku jezdnym w przyrządzie tak, aby szlifowane czoła przylegały do siebie bez szczeliny. Po umieszczeniu wózka w komorze spawalniczej, spawano oddzielnie płaskowniki ze stali H10N7K9M5Pr i oddzielnie z N18K9M5TPr na wcześniej ustalonych parametrach (tabl. 2 i 3).

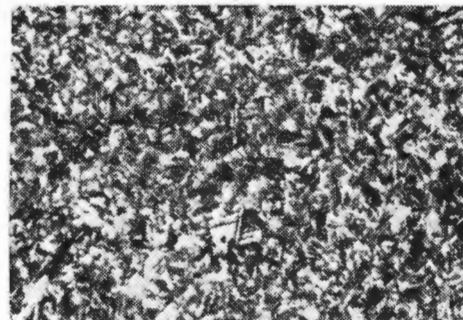
W celu zabezpieczenia planowanej liczby prób, wykonano 10 złączy ze stali N10N7K8M5Pr i 10 złączy ze stali N18K9M5TPr.

### Przygotowanie próbek do spawania metodą TIG i ustalenie parametrów spawania

Do prób przygotowano próbki podobnie jak do spawania wiązką elektronów, z tym, że dodatkowo ukosowano krawędzie. Przygotowane płaskowniki spawano ręcznie metodą TIG w osłonie argonu. Próby spawania przeprowadzono na czterech przygotowanych płaskownikach z każdego gatunku stali w celu ustalenia optymalnych parametrów spawania. Każdą próbkę spawano przy innych parametrach. Jako materiał dodatkowy (spoiwo) stosowano pręt  $\phi 1,5$  mm wytoczony z tego samego płaskownika co spawane próbki. Wszystkie próby spawania prowadzono bez wstępnego podgrzewania materiału.



Rys. 1. Struktura pasmowa stali H10N7K9M5Pr w stanie dostawy. Przekrój wzdłużny, trawienie Marble'a, pow.  $100 \times$



Rys. 2. Struktura stali N18K9M5TPr w stanie dostawy. Martenzyt + austenit szczątkowy, przekrój wzdłużny, trawienie Marble'a, pow.  $100 \times$

Dla stali H10N7K9M5Pr stosowano parametry spawania:  
 — natężenie prądu —  $60 \div 100$  A (zmieniano przy każdej z 4 próbek),  
 — średnica elektrody wolframowej — 1,5 mm,  
 — przepływu argonu — 8 l/min,  
 — średnica dyszki — 8 mm.

Od strony lica położono spoinę pięciowarstwową i podspawano z drugiej strony spoiną jednowarstwową. W wyniku

TABLICA 2. Parametry spawania wiązką elektronów stali N18K9M5TPr

Nr spoiny	Parametry spawania						Ocena jakości spoiny, pow. $20 \times$
	napiecie U, kV	prąd wiązki J, mA	prąd soczewki ogniskowania Js, mA	szybkość spawania V, mm/s	częstotliwość, Hz	odchylenie po-przezne a, mm	
1	120	26	21,22 $\div$ 20	10	300	0,9	struktura prawidłowa, bez wad, brak przetopu
2	120	28	21,22 $\div$ 20	10	300	0,9	struktura prawidłowa, bez wad, brak przetopu
3	120	29	21,22 $\div$ 20	10	300	0,9	struktura prawidłowa, bez wad, przetop prawidłowy

Za prawidłowe parametry spawania przyjęto parametry spoiny nr 3

TABLICA 3. Parametry spawania wiązką elektronów dla stali H10N7K9M5Pr

Nr spoiny	Parametry spawania						Ocena jakości spoiny, powiększenie $20 \times$
	napiecie U, kV	prąd wiązki J, mA	prąd soczewki ogniskowania Js, mA	szybkość spawania V, mm/s	częstotliwość, Hz	odchylenie po-przezne a, mm	
1	120	25	21,25 $\div$ 20	20	300	0,9	struktura spoiny prawidłowa, bez wad. Brak pełnego przetopu
2	120	30	21,25 $\div$ 20	15	300	0,9	struktura spoiny prawidłowa bez wad. Lico spoiny wpada w głąb materiału
3	120	35	21,25 $\div$ 20	15	300	0,9	struktura spoiny prawidłowa, bez wad. Lico spoiny wpada w głąb materiału
4	120	24	21,25 $\div$ 20	10	300	0,9	struktura spoiny prawidłowa. Przetop prawidłowy

Za prawidłowe parametry spawania przyjęto parametry spoiny nr 4

kontroli defektoskopowej rtg stwierdzono obecność pęknięć i pęcherzy, a w złączach spawanych przy natężeniu  $60 \div 80$  A stwierdzono brak przetopu (rys. 3) oraz zbyt dużą SWC.

Dla stali N18K9M5Pr stosowano parametry spawania:

- natężenie prądu stałego —  $80 \div 120$  A,
- średnica elektrody wolframowej — 2 mm,
- przepływ argonu — 8 l/min,
- średnica dyszki — 8 mm.

Od strony lica położono spoinę sześciowarstwową i podspawano od strony grani spoiną jednowarstwową. W wyniku kontroli defektoskopowej rtg stwierdzono podobne wady jak w złączu ze stali H10N7K9M5Pr.

W związku z negatywnymi wynikami spawania obu gatunków stali, dalsze próby prowadzono po zukosowaniu krawędzi na X. W wyniku prób ustalono, że dla stali H10N7K9M5Pr optymalne natężenie prądu stałego wynosi 90 A przy pozostałych parametrach jak w badaniach poprzednich. Z obu stron położono spoinę czterowarstwową. Dla stali N18K9M5TPr optymalne natężenie prądu stałego wynosi 105 A przy pozostałych parametrach jak w badaniach poprzednich. Ocena jakości złączy oparto na wynikach badań defektoskopowych rtg oraz badaniach metalograficznych.

W związku z pozytywnymi wynikami badań próbek przeznaczonych do ustalenia parametrów spawania metodą TIG, przygotowano do spawania płaskowniki zukosowane na X, po 10 złączy z każdego gatunku stali (40 odcinków). Przed spawaniem powierzchnie ukosowane odtłuszczone acetonem. Spawano przy stosowaniu podanych wyżej parametrów uznanych za optymalne.

### Badania radiograficzne złączy spawanych

Badania radiograficzne wszystkich złączy spawanych przeznaczonych do dalszych badań przeprowadzono przy użyciu aparatu rentgenowskiego typu MOBIL-M3 produkcji węgierskiej. W złączach obu gatunków stali spawanych wiązką elektronów nie stwierdzono występowania najmniejszych wad spawalniczych, z wyjątkiem początku i zakończenia spoiny, gdzie wystąpił ubytek materiału. Obszarów tych nie brano pod uwagę (były one odcinane i odrzucane przed dalszymi badaniami).

W złączach obu gatunków stali spawanych metodą TIG w osłonie argonu stwierdzono wady w małych obszarach po-



Rys. 3. Makrostruktura próbki ze stali H10N7K9M5TPr spawanej metodą MIG w osłonie argonu. Widoczna wada spoiny (pęknięcie)

czątku i zakończenia spoiny. Były to pęcherze i pęknięcia, lecz nie brano ich pod uwagę (odcinano je przed dalszymi badaniami).

#### Obróbka cieplna złączy spawanych

Obróbce cieplnej (starzeniu) poddano po pięć złączy z każdego gatunku stali, spawanych każdą metodą (zł złączy). Obróbkę cieplną przeprowadzono w piecu komorowym elektrycznym typu PEK-300 w atmosferze powietrza. Złącza ze stali H10N7K9M5 starzono w temp. 480°C przez 3 godz. i chłodzono na powietrzu. Uzyskana twardość materiału rodzimego HRN15 = 86 (ok. 51,1 HRC). Złącza ze stali N18K9M5TPr starzono w temperaturze 480°C przez 4 godz. i chłodzono na powietrzu; uzyskana twardość materiału rodzimego HRN15 = 87 (ok. 54 HRC). Warunki obróbki cieplnej stosowano zgodnie z projektem Normy Branżowej zgłoszonej przez Hutę Baildon HZWD Mikrohuta.

#### Badania właściwości wytrzymałościowych złączy spawanych

Badania właściwości wytrzymałościowych złączy obejmowały:

- próbę statyczną rozciągania w temp. otoczenia (20°C). Wykonano ją na maszynie wytrzymałościowej firmy Instron typ TT-DM 1115 przy obciążeniu 500 daN i szybkości rozciągania 3 mm/min. Do rozciągania użyto próbki okrągłej pięciokrotnej ( $l_0 = 5d_0$ ) wg PN-71/H-04310. Badania  $R_m$ ,  $R_{0.2}$ ,  $A$ ,  $Z$  przeprowadzono na trzech próbkach starzonych, trzech próbkach nie starzonych dla obydwu gatunków stali i dla obu metod spawania (24 próbki). Otrzymane wyniki podano w tabl. 4;

- próba udarności w temperaturze otoczenia (20°C). Wykonano ją na młocie wahadłowym do badania udarności (masa młota 30 kg). Badania przeprowadzono na próbkach typu Mesnager wykonanych wg normy PN-60/H-04370. Podobnie jak w próbie rozciągania, badanie udarności KM przeprowadzono na trzech próbkach starzonych, trzech nie starzonych dla obu gatunków stali i obu metod spawania (12 próbek).

Próbki porównawcze są wykonywane ze stali nie poddanej spawaniu.

#### Próba spoiny kołowej (zmodyfikowana)

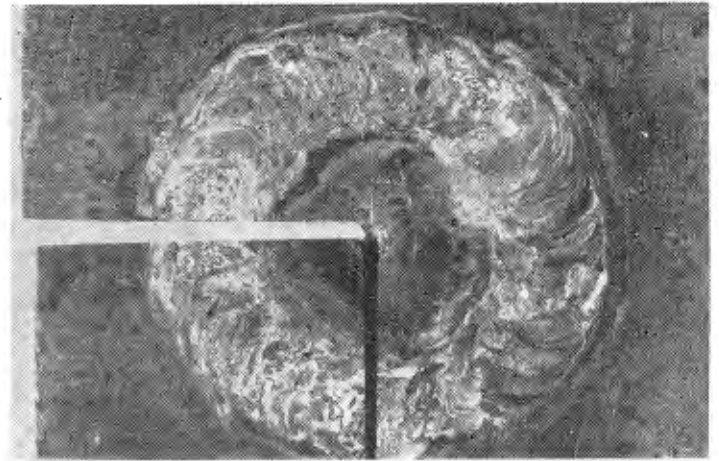
Próba spoiny kołowej polega na wycięciu krążka w środku próbnej płyty kwadratowej i ponownym wstawianiu go w otwór. Zaleca się, aby najpierw spawać 3/4 obwodu w celu usztywnienia, a następnie pozostałą część. Ostrość próby można zmieniać średnicą wycinanego krążka. Spawalność materiału określa się na podstawie badań makrostruktury przekrojów wyciętych z 1/4 powierzchni próbki spawanej w drugim etapie.

Próbie spoiny kołowej przeprowadzono na obu gatunkach stali. Krążki wytoczono z płaskowników i wstawiano w płytki metodą TIG w osłonie argonu, używając jako spoiwa prętów  $\phi$  1,5 mm wykonanych z tych samych materiałów co płytki próbne. Z obu stron położono spoinę kołową czterowarstwową (rys. 4). Po wycięciu 1/4 części próbki i wykonaniu zglądów (rys. 5) nie stwierdzono pęknięć w spoinie, co oznacza, że oba gatunki stali są dobrze spawalne. Parametry spawania były analogiczne jak dla spawania próbek do badań właściwości mechanicznych.

#### Badania rozkładu twardości złączy spawanych

Próbki do pomiaru twardości (8 szt.) wycinano z tych samych złączy spawanych co próbki wytrzymałościowe i udarnościowe. Płaszczyzny przekroju spoin frezowano i szlifowano zapewniając im równoległość. Jedną z oszlifowanych płaszczyzn docierano na papierach ściernych kończąc na ziarnie nr 600. Aby uzyskać wyraźne zarysy spoiny i SWC, powierzchnie doglądane trawiono w odczynniku Marble'a o składzie: 40 g —  $\text{CuSO}_4$  (krystaliczny), 200  $\text{cm}^3$  —  $\text{HCl}$ , 200  $\text{cm}^3$  —  $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ .

Na wytrawionych płaszczyznach próbek lekko natrasowa-



Rys. 4. Próba spoiny kołowej dla stali N18K9M5TPr. Krążek wstawiano metodą TIG w osłonie argonu. Widoczna wycięta próbka do badań mikrostruktury złącza

no oś spoiny oraz dwie linie pomiaru twardości (rys. 6, 7). Próbki przygotowano wg schematu:

— stal N10N7K9M5Pr

- 1 próbka spawana strumieniem elektronów bez obróbki cieplnej po spawaniu,

- 1 próbka spawana strumieniem elektronów i starzona w temp. 480°C, 3 h, powietrze,

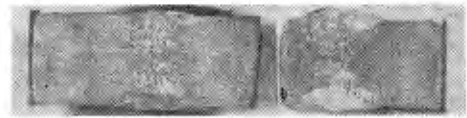
- 1 próbka spawana metodą TIG bez obróbki cieplnej po spawaniu,

- 1 próbka spawana metodą TIG starzona w temp. 480°C, 3 h, powietrze;

— stal N18K9M5TPr

- 1 próbka spawana strumieniem elektronów bez obróbki cieplnej po spawaniu,

- 1 próbka spawana strumieniem elektronów i starzona po spawaniu w temp. 480°C w czasie 3h, powietrze,



Rys. 5. Makrostruktura spoiny i SWC w dwóch przekrojach wyciętych z próbek wg rys. 4

- 1 próbka spawana metodą TIG bez obróbki cieplnej po spawaniu,

- 1 próbka spawana metodą TIG i starzona po spawaniu w temp. 480°C w czasie 3 h, powietrze.

Pomiaru twardości dokonano na próbkach za pomocą superrockwella typ TKN-1M przy obciążeniu 14,71 daN (15 kG) — wartości odczytywano na skali N (HRN15). Przy pomiarze zachowano odległości punktów pomiarowych równych minimum trzykrotnej średnicy odcisku ( $\phi$  odcisku = 0,25 mm). Przykładowo wykresy rozkładu twardości przedstawiono na rys. 8 i 9.

#### Badania metalograficzne

Wyniki badań metalograficznych makro- i mikroskopowych przedstawiono przykładowo na rys. 10÷13. Wszystkie próbki po przygotowaniu trawiono odczynnikiem Marble'a.

#### Analiza wyników badań

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo H10N7K9M5Pr i N18K9M5TPr zostały wyprodukowane w kraju na podstawie zachodnich stali typu maraging. Wytopy próbne tych stali wykonała Huta Baildon — HZWD Mikrohuta. Badania związane ze spawalnością wymienionych gatunków stali wykonano na półwyrobach będących w posiadaniu WSK PZL-Rzeszów, za pomocą dostępnych tam urządzeń. Przed przystąpieniem do prób przebadano jakość wymienionych stali w stanie dostawy oraz po starzeniu. Stwierdzono niedostateczne ujednorodnienie struktury.

Spawanie wiązką elektronów obu gatunków stali przeprowadzono na próbkach w stanie przesyconym (stan dostawy) w urządzeniu do spawania wiązką elektronów typ



K10-G150 w próżni ( $133,32 \cdot 10^{-3} \frac{m^2}{N}$ ). Struktura wykonanych złączy na dobranych parametrach nie budzi zastrzeżeń. Spoina jest wąska o wąskiej SWC.

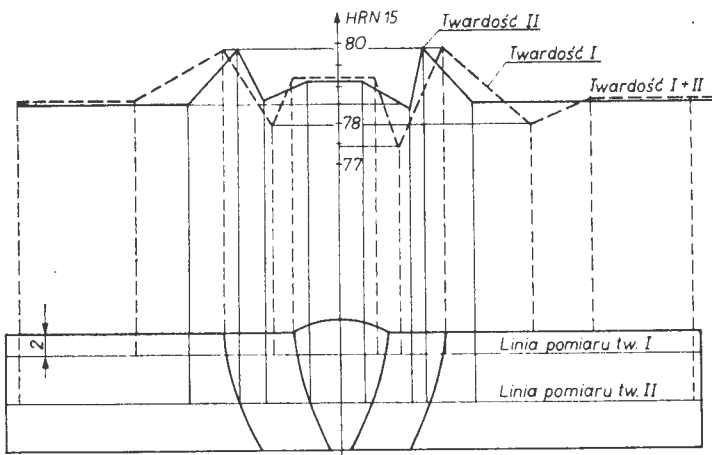
Wykonano próby rozciągania złączy spawanych z obu gatunków stali, zarówno nie obrabionych cieplnie, jak też starzonych po spawaniu. Wytrzymałość na rozciąganie  $R_m$  i umowna granica plastyczności  $R_{0,2}$  w badanych złączach sięgają 100% wytrzymałości materiału rodzimego. Wydłużenie i przewężenie dla złączy obu gatunków stali nie obrabionych cieplnie było w przybliżeniu równe materiałowi rodzimemu o odpowiednim wariancie obróbki cieplnej.

Twardość dla złączy obu gatunków stali nie obrabionych cieplnie po spawaniu jest najmniejsza w osi spoiny. W miarę oddalania się od osi spoiny twardość złącza wzrasta i osiąga maksymalną wartość na granicy SWC i materiału rodzimego, a następnie spada do twardości materiału rodzimego. Starzenie tych złączy podwyższa ich twardość z jednoczesnym pogłębieniem spadku twardości w osi spoiny i wyrównuje twardość (z małymi wahaniami) w dalszych strefach złącza spawanego.

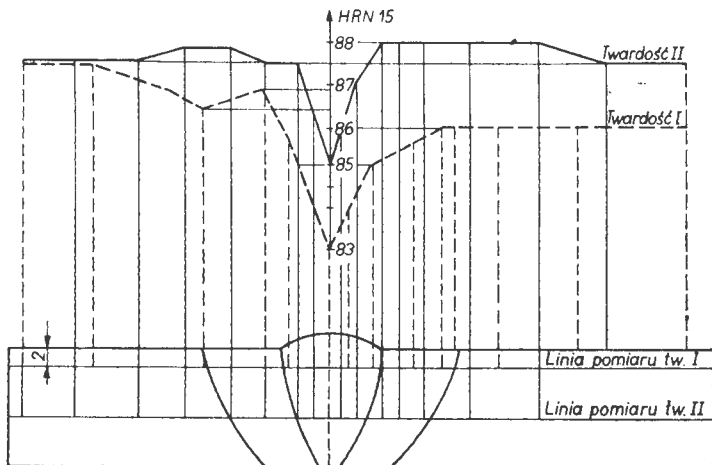
Badania mikrostruktury wykazują, że spoina ma wyraźną budowę dendrytyczną o dendrytach biegnących od środka spoiny w kierunkach rozchodzenia się ciepła. Obszary dendrytów są rozbite na drobniejsze ziarna. Środek spoiny, w miejscu gdzie na materiał działa bezpośrednio wiązka elektronów, ma budowę drobnych kulek.

Zarówno w środku, jak i w pozostałej części spoiny występują obszary austenitu szczytkowego rozmieszczonego na granicach dendrytów, którego nie likwiduje starzenie złącza spawanych. Po starzeniu złącza ze stali H10N7K9M5Pr w SWC i materiale rodzimym ujawnia się struktura pasmowa. W SWC, tuż za linią wtopienia występuje wąska strefa znacznego rozrostu ziarna, co szczególnie występuje w złączu ze stali N18K9M5TPr. W miarę oddalania się od linii wtopienia wielkość ziarna maleje aż do wielkości ziarna materiału rodzimego.

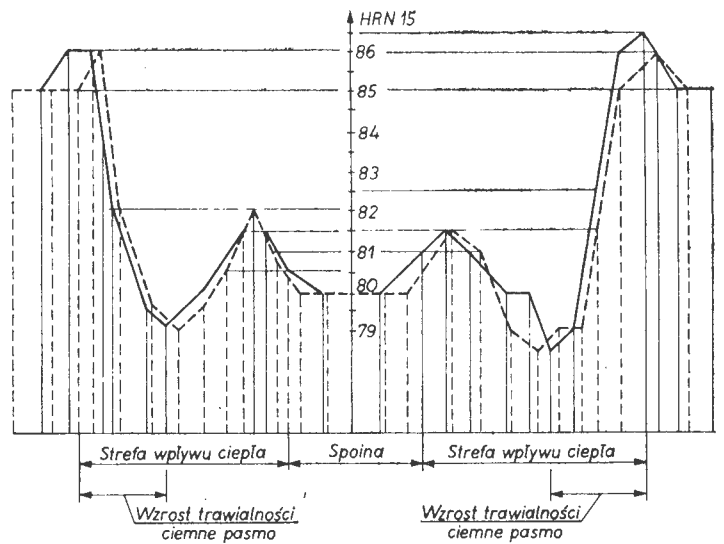
Starzenie złączy po spawaniu w obu gatunkach stali powoduje wzrost właściwości wytrzymałościowych złącza przy pewnym spadku właściwości plastycznych i udarności oraz



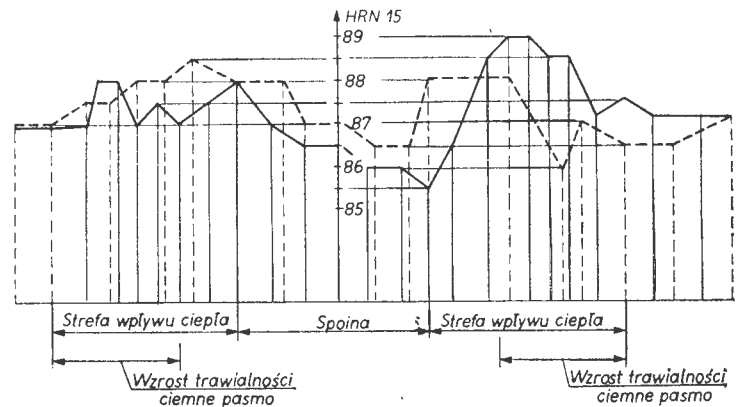
Rys. 6. Rozkład twardości w próbce N18K9M5T spawanej wiązką elektronów, nie obrabionej cieplnie po spawaniu



Rys. 7. Rozkład twardości w próbce N18K9M5T spawanej wiązką elektronów, starzonej po spawaniu w temp. 480°C (4 h) powietrze



Rys. 8. Rozkład twardości w próbce N18K9M5T spawanej metodą TIG, nie obrabionej cieplnie po spawaniu



Rys. 9. Rozkład twardości w próbce N18K9M5T spawanej metodą TIG, starzonej w temp. 480°C, 4 h, chłodzonej na powietrze

znaczące wyrównanie twardości w obszarze spoiny i SWC, poza osią spoiny, gdzie różnica twardości wzrasta.

Spawanie metodą TIG w osłonie argonu przeprowadzono również na próbkach z obu gatunków stali w stanie przesyconym (stan dostawy). Wszystkie próby spawania przeprowadzono bez wstępnego podgrzewania próbek. Jako spoina użyto pręta  $\Phi 1,5$  mm z materiału spawanego. W pierwszej wersji, do spawania czołowego przygotowano płaskownik ukosowany na V. Badania tak wykonanych złączy wykazały obecność wad, szczególnie w złączach ze stali H10N7K9M5Pr. Próby spawania powtórzone zmieniając ukosowanie krawędzi na X, uzyskując zadowalające wyniki.

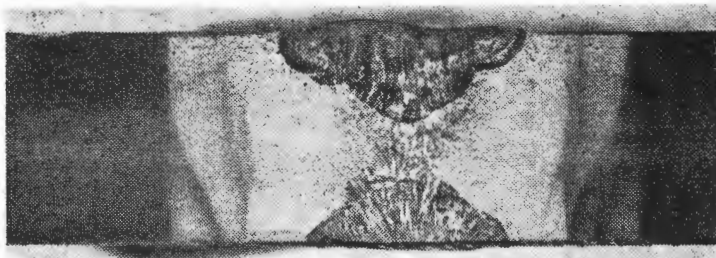
Przeprowadzone próby rozciągania złączy obu gatunków stali nie obrabionych cieplnie po spawaniu wykazały, że wytrzymałość na rozciąganie  $R_m$  i umowna granica plastyczności  $R_{0,2}$  w przypadku stali N18K9M5TPr sięgają 95% w stosunku do wytrzymałości materiału rodzimego i nieco mniej (ok. 90%) dla złączy ze stali H10N7K9M5Pr. Właściwości plastyczne (A, Z) w porównaniu z materiałem wyjściowym sięgają: 50% dla złącza ze stali N18K9M5TPr i 40% dla złącza ze stali H10N7K9M5Pr.

Po starzeniu spawanych złączy w temperaturze 480°C/4 h, powietrze — dla złącza ze stali N18K9M5TPr i 480°C/3h, powietrze dla złącza ze stali H10N7K9M5Pr, właściwości wytrzymałościowe złącza wahają się w granicach 65-80% wytrzymałości materiału w stanie starzonym.

W złączach starzonych obserwuje się duży spadek właściwości plastycznych, co szczególnie wyraźnie występuje w złączach ze stali H10N7K9M5Pr.

Pomiary twardości obu rodzajów złączy nie obrabionych cieplnie wykazują nieznaczny wzrost twardości w SWC tuż za linią wtopienia. Twardość w środku SWC spada i znacznie wzrasta przy końcu SW w miejscu występowania ciemno trawiących się pasm. Obróbka cieplna takich złączy powoduje wyrównanie twardości spoiny i SWC (ze znacznymi wahaniami) do twardości materiału rodzimego.

Badania makrostruktury złączy spawanych obu gatunków stali ujawniają wyraźną dendrytyczną budowę spoin. W SWC tuż za linią wtopienia występuje strefa rozrostu ziarna.



Rys. 10. Próbkę ze stali H10N7K9M5Pr spawaną metodą TIG w osłonie argonu. Materiał dodatkowy — pręt  $\phi$  1,5 mm ze stali H10N7K9M5Pr. Pow. 3 X



Rys. 11. Próbkę spawaną metodą TIG w osłonie argonu, materiał łączący — N18K9M5TPr, spoiwo z materiału rodzimego, pow. 4 X. Widoczna dendrytyczna budowa spoiny, SWC i ciemno trawiące się pasma przy końcu SWC

W miarę oddalania się od linii wtopienia, ziarno maleje aż do wielkości ziarna materiału rodzimego.

Badania mikrostruktury spoiny w złączach ze stali N18K9M5TPr wykazały dendrytyczną budowę spoiny, przy czym obszary poszczególnych dendrytów są rozbite na mniejsze ziarna. Starzenie tych złączy ujawnia niejednorodność struktury spoiny, która ma budowę martenzytu płytkowego i austenitu szczątkowego. W kolejnych warstwach spoiny występuje różna struktura i wielkość ziarna.

Strefa wpływu ciepła ma po spawaniu strukturę martenzytu płytkowego i białych pól austenitu szczątkowego. Starzenie powoduje ciemne wydzielenia na granicach ziarn.

Złącza spawane metodą TIG ze stali H10N7K9M5Pr mają spoinę o budowie dendrytycznej, przy czym dendryty te są podzielone na drobniejsze ziarna. Spoina i SWC mają strukturę martenzytu płytkowego z dużą ilością austenitu szczątkowego. Tuż za linią wtopienia występuje strefa rozrostu ziarn, a przy końcu SWC — ciemno trawiące się pasma, których nie likwiduje starzenie złączy.

Przeprowadzona próba spoiny kołowej na płytkach z obu gatunków stali dała wynik pozytywny, co świadczy o dobrej spawalności tych stali. Należy podkreślić, że spawanie



Rys. 12. Struktura SWC i materiału rodzimego w złączu ze stali H10N7K9M5Pr spawanym wiązką elektronów. Złącze starzone po spawaniu: 480°C (3 h) powietrze. Pow. 100 X. W materiale rodzimym widoczna struktura pasmowa

Rys. 13. Struktura SWC (środek) w złączu ze stali N18K9M5TPr metodą TIG w osłonie argonu. Złącze starzone po spawaniu: 480°C (4 h) powietrze. Pow. 500 X. Martenzyt, austenit szczątkowy

stali N18K9M5TPr daje lepsze wyniki niż stali H10N7K9M5Pr. Nie bez znaczenia pozostaje tu jakość materiału wyjściowego, który w przypadku stali H10N7K9M5Pr miał niedostatecznie jednorodną strukturę.

W celu uzyskania prawidłowego złącza doczołowego przy badanych grubościach należy krawędzie ukosować na X.

Starzenie złączy spawanych obu gatunków stali nie usunęło obszarów austenitu oraz gruboziarnistej budowy spoiny i SWC. Występowanie takiej struktury poważnie obniża właściwości mechaniczne złączy spawanych. W takim przypadku należałoby przeprowadzić pełną obróbkę cieplną (przesycanie i starzenie) złączy.

#### Wnioski

Z przeprowadzonych badań wynikają następujące wnioski:

TABLICA 4. Wyniki badań właściwości mechanicznych stali N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr dane średnie z trzech próbek dla każdej wartości

Lp.	Metoda spawania	Obróbka cieplna	$R_m$ , daN/mm <sup>2</sup>	$R_{0,2}$ , daN/mm <sup>2</sup>	$A_5$ , %	Z, %	KM, daN/cm <sup>2</sup>
Stal N18K9M5TPr							
1	Próbka porównawcza	—	104,0	93,6	12,9	69,5	14,4
2	Próbka porównawcza	starzenie: 480°C, 4 h	179,7	184,3	7,4	48,8	5,08
3	Wiązka elektronów	—	104,5	92,0	12,0	68,2	13,5
4	Wiązka elektronów	starzenie: 480°C, 4 h	183,4	180,4	4,2	34,0	3,36
5	TIG	—	103,9	88,3	5,0	26,7	7,32
6	TIG	starzenie: 480°C, 4 h	152,7	141,3	4,4	42,6	3,37
Stal H10N7K9M5Pr							
1	Próbka porównawcza	—	104,7	87,9	14,9	72,16	23,48
2	Próbka porównawcza	starzenie: 480°C, 3 h	153,7	151,2	10,8	59,7	9,45
3	Wiązka elektronów	—	103,4	92,1	11,0	64,6	15,27
4	Wiązka elektronów	starzenie: 480°C, 3 h	139,9	138,6	6,36	43,03	5,86
5	TIG	—	95,3	67,9	6,1	27,7	5,28
6	TIG	starzenie: 480°C, 3 h	134,1	128,2	3,0	9,5	1,85

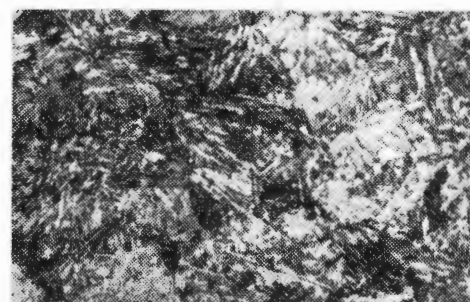
● Spawanie wiązką elektronów stali H10N7K9M5Pr i stali N18K9M5TPr daje dobre wyniki.

● Skuteczną obróbką cieplną złączy po spawaniu jest ich starzenie w temperaturze 480°C w ustalonych przedziałach czasu.

● Porównując stosowane metody spawania, zdecydowanie lepsze wyniki daje spawanie wiązką elektronów.

● Oba gatunki stali należy zaliczyć do stali łatwo spawalnych.

● Celowe wydaje się prowadzenie dalszych szczegółowych badań spawalności tych stali oraz wpływu pełnej obróbki cieplnej na właściwości użytkowe złączy.



#### LITERATURA

1. C. G. BIEBER: ASM Met. Engg. Quart. 1961.
2. R. F. DECKER, J. T. Eash, A. J. GOLDMAN: Trans. Quart. ASM 1962.
3. Projekt Normy Branżowej: „Stal konstrukcyjna martenzytyczna utwardzana wydzieleniowo wytopiona w próżni”. „Gatunki. Zgłoszona przez Hutę Baildon — HZWD Mikrohuta.
4. C. J. NOVAK, L. M. DIRAN: Journal of Metals, March, s. 200.
5. S. FLOREN, G. R. SPEICH: Transactions of the ASM, 1964, vol. 57 s. 714.
6. M. D. PERKAS: Metallovedeniye i Tsermicheskaja Obrabotka Metallov, 1965, nr 9, s. 28.
7. U. W. SACHNAZOROW, W. W. TICHAMIROW: Metallovedeniye i Tsermicheskaja Obrabotka Metallov, 1970, nr 7, s. 10.
8. Metal Progress, 1974, June, s. 41.
9. M. D. PERKAS, W. M. KARDONSKIJ: Wyskoproczyne martenzytno-starejuszczje stali. Moskwa, 1970, Metalurgija.
10. H. W. MAYNOR: Welding Journal, 1964, vol. 43, nr 11, s. 37.
11. G. CONFRACTOR: Metallovedeniye i Tsermicheskaja Obrabotka Metallov, 1967, nr 7, s. 73.

# Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (III)

Mgr inż. EUGENIUSZ MALIŃSKI  
Instytut Lotnictwa

## Objaśnienia skrótów

- ADD — Airstream direction detector (czujnik kierunku strumienia powietrza)  
CCIL — Continuously computed impact line (wyliczona w sposób ciągły linia uderzenia)  
CRT — Cathode Ray Tube (lampa oscyloskopowa)  
FLIR — Forward-looking infra-red sensor (czujnik promieni podczerwonych skierowany do przodu lub przeszukujący przednie pole)  
HUD — Head-up display (elektroniczno-optyczny system wskazań projekcyjnych, rzutowanych na półprzezroczysty ekran w polu widzenia przedniej szyby kabiny)  
IAS — Indicated airspeed (prędkość przyrządowa —  $V_{pp}$ )  
IFOV — Instantaneous field of view (chwilowe pole widzenia)  
LLTV — Low light television camera (kamera telewizyjna czuła na słabe światło)  
LRU — Line-Replaceable Unit (zespół zmienny, pozwalający na wymianę w warunkach polowych)  
MOS — Metal-Oxide Semiconductor (półprzewodnik typu MOS)  
RAF — Royal Air Force (Królewskie — Brytyjskie Siły Zbrojne)  
ROM — Read-Only-Memory (pamięć stała typu ROM)  
TFOV — Total field of view (całkowite pole widzenia)  
PLP — przewidywana linia pocisków — wyliczany w sposób ciągły tor pocisków, przedstawiający syntetyczną linię hipotetycznego miejsca padania pocisków w przypadku, gdyby pilot otworzył ogień z działka (w jęz. ang. określana przeważnie skrótem CCIL lub *snapshot trace line*)  
VCU — Video Combiner Unit (zespół mieszania obrazów)

## Prezentacja i funkcje operacyjne systemów HUD w typowej misji samolotu szturmowego

Jak wynika ze wstępnych rozważań, efektywność systemów HUD w decydującym stopniu zależy od sposobu prezentacji informacji.

Metody prezentacji danych i sposoby działania współczesnych konstrukcji HUD są bardzo różnorodne i zależą od wymagań stawianych samolotowi oraz od podejścia koncepcyjnego producentów.

W celu zilustrowania korzyści operacyjnych, jakie wnosi współczesny HUD do wykonywania typowej misji samolotu szturmowego, przedstawiano przykładową sekwencję ilustracji symboliki proponowanej przez *Smiths Ind.* [6], jedną z wiodących firm w tej dziedzinie (rys. 16÷21).

Elastyczność funkcjonalna systemów HUD tej firmy pozwala na prezentację dowolnych symboli sprecyzowanych przez użytkownika w wyniku doświadczeń eksploatacyjnych lub wprowadzania nowych technik kierowania bronią. Jak wynika z przedstawionych ilustracji, w metodzie wskazań zwrócono szczególną uwagę na prostą i przejrzystą prezentację danych. Działanie systemu podzielone jest na różne sposoby, przy czym każdemu sposobowi odpowiada symbolika dostosowana do określonej fazy wykonywanej misji. Po wybraniu przez pilota (za pomocą odpowiedniego przycisku na panelu sterowania) określonego sposobu działania, system dostarcza pilotowi informacji niezbędnych tylko dla tej fazy lotu, dla której został wybrany odpowiedni sposób pracy.

## Nawigacja (rys. 16)

Zakłada się, że współrzędne celu i punktów pośrednich są znane i zostały wprowadzone do przelicznika nawigacyjnego. Ten sposób wskazań stosowany jest do nawigacji ogólnej, przy czym możliwe jest wyeliminowanie niektórych symboli ze wskazań, jeśli nie są one potrzebne. Liczba Macha lub przyrządowa prędkość wskazywana oraz wysokość barometryczna lub radiowa mogą być wybierane alternatywnie. Pilot może również wybrać skalę błędów prędkości i kąta natarcia.

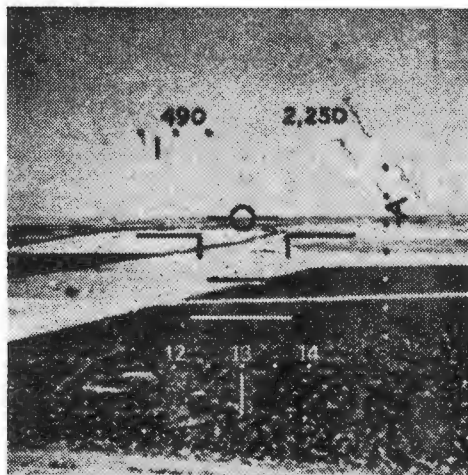
Na rys. 16 przykładowo indykowane są:

- położenie: skrzydła poziome, nos odchylony do góry,
- wskazania dyspozycyjne: dwie poziome kreski i kropka wyrażająca dyspozycje sterujące dla azymutu i wysokości (dyspozycja zniżenia do obrębu między kreskami),
- prędkość wskazywana: 490 węzłów\*),
- błąd prędkości: 10 węzłów poniżej prędkości zadanej (500 węzłów),
- wysokość barometryczna: 2250 stóp,
- kurs: 130°,
- błąd prędkości pionowej: 250 stóp/min — wznoszenie.

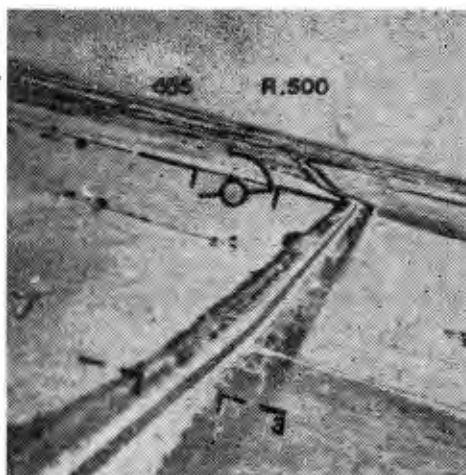
## Bliska nawigacja (rys. 17)

Dla wcześniej określonej odległości od punktów drogi, system automatycznie przełącza się na sposób „bliska nawigacja”. W sposobie tym okrąg czasu opisujący centrycznie symbol samolotu wskazuje czas, jaki pozostał do osiągnięcia punktu drogi. Skracanie się czasu wyrażane

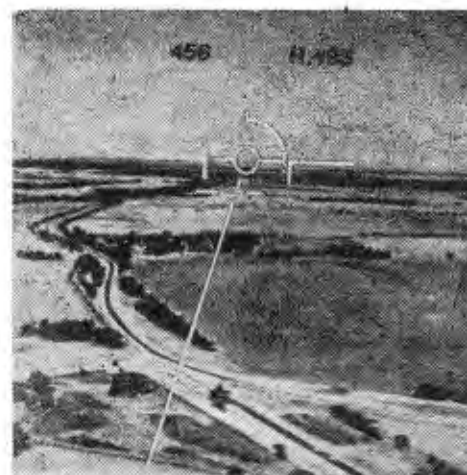
\*) Wartości parametrów zachowane zgodnie z danymi źródłowymi w jednostkach ang. z uwagi na uniknięcie przybliżeń, jakie wynikałyby z przeliczenia tych wartości na jedn. metryczne przy zachowaniu liczb całkowitych.



Rys. 16. Nawigacja [6]



Rys. 17. Bliska nawigacja [6]



Rys. 18. Naprowadzanie na cel [6]

jest skracaniem obwołu okręgu, który alternatywnie może być wykorzystany do indykacji pozostałej do przebycia odległości. Nieruchomy znak (plus (+) kieruje pilota na punkt drogi (w azymucie i na kącie podniesienia). Pilot po osiągnięciu tego punktu naciska przycisk spustowy na drążku sterowym i system przełącza się na sposób „przechwylenie celu”.

Na układzie wskazań indykowane są:

- położenie: przechylenie na lewą stronę (w zakręcie), pochylenie nosa do dołu,
- prędkość wskazywana: 465 węzłów,
- wysokość radiowa: 500 stóp,
- okrąg czasu: 15 s do punktu drogi.

Przed atakiem pilot ma możliwość uaktualnienia wprowadzonych do systemu nawigacyjnego danych wyznaczających szlak nawigacyjny przez wprowadzenie uchwyconego znanego punktu identyfikacyjnego szlaku, w celu zwiększenia dokładności końcowego zbliżenia się do celu. W tym przypadku pilot przełącza system na sposób „dokładne ustalenie lokalne”, ustawiając znak ustalający (krzyż) nad punktem identyfikacji w terenie (za pomocą ręcznego nastawnika), a następnie przechodzi na sposób „przechwylenia celu”.

#### Naprowadzenie na cel (rys. 18)

Przerwana kreska pozioma oznacza syntetyczny cel i wskazuje jego wyliczone położenie. Długa kreska, wyrażająca linię uderzenia na cel, odchylona jest od pionu o kąt odpowiadający automatycznej kompensacji znośzenia. Krótka linia pozioma przecinająca linię celowania jest znacznikiem (CCIP), wskazującym w sposób ciągły punkt, w którym uderzyłaby bomba, gdyby została zwolniona.

Pilot naprowadza samolot w azymucie w taki sposób, aby linia uderzenia była umieszczona w środku symbolu celu (kreski). Rzeczywisty cel na tym etapie wykonywania ataku może dla pilota być niewidoczny.

Na układzie wskazań indykowane są:

- położenie: skrzydła poziome, pochylenie zerowe,
- prędkość wskazywana: 456 węzłów,
- wysokość radiowa: 495 stóp,
- okrąg czasu: do przebycia pozostało 20 s.

#### Przechwylenie celu (rys. 19)

W chwili gdy pilot zidentyfikuje cel wizualnie, naciska przycisk spustu na drążku sterowym i przechodzi na pracę według sposobu „przechwylenie celu”.

Syntetyczna kreska celu jest na azymucie związana nieruchomo z linią uderzenia. Pilot naprowadza samolot w azymucie do momentu, gdy linia uderzenia pokryje się z celem. Za pomocą gałki drążka sterowego pilot przesuwając symbol celu (kreskę) na kącie podniesienia do momentu jego pokrycia z celem rzeczywistym. Krąg czasu w tym sposobie nie jest wskazywany.

Na rys. 19 przykładowo indykowane są:

- położenie: przechylenie na prawą stronę, pochylenie nosa do góry,
- prędkość wskazywana: 453 węzły,
- wysokość radiowa: 470 stóp.

#### Śledzenie celu (rys. 20)

Po upewnieniu się, że symbol celu pokrywa się z celem rzeczywistym, pilot naciska ponownie przycisk spustowy na drążku sterowym i wybiera sposób pracy „śledzenie celu”. Na układzie wskazań pojawia się okrąg czasu wskazujący czas, jaki pozostał na dojście do celu. Pilot prowadzi samolot w ten sposób, aby utrzymać pokrywanie się linii uderzenia z celem.

Dla stabilizacji położenia symbolu celu nad aktualnym celem, do systemu HUD doprowadzona jest informacja o odległości celu, dostarczana z czujnika radarowego lub laserowego, albo wyliczana z prędkości katowej telewizyjnego przeszukiwacza (TV tracker). Symbol celu w ten sposób przesuwa się wraz z celem wzdłuż linii uderzenia.

Na rys. 20 przykładowo indykowane są:

- położenie: skrzydła poziome, pochylenie nosa do dołu,
- prędkość wskazywana: 451 węzłów,
- wysokość radiowa: 460 stóp,
- okrąg czasu: 5 s do celu.

#### Zwolnienie broni (rys. 21)

Pilot w tej fazie koncentruje się nad utrzymywaniem

celu wzdłuż linii uderzenia. Osiągnięcie punktu zwolnienia broni (bomby) następuje w momencie, gdy cel pokryje się ze znacznikiem CCIP. Zwolnienie może być automatyczne lub ręczne. Bezpieczną wysokość mijania strefy rażenia wskazuje górny koniec linii celowania. Aby uniknąć porażenia powodowanego eksplozją bomby, samolot musi lecieć powyżej wysokości rażenia. O zwolnieniu bomby pilot jest informowany za pomocą symbolu ostrzegawczego, przeważnie w kształcie dużego krzyża naniesionego na symbol samolotu.

Na rys. 21 przykładowo indykowane są:

- położenie: skrzydła poziome, pochylenie nosa do dołu,
- prędkość wskazywana: 449 węzłów,
- wysokość radiowa: 455 stóp,
- okrąg czasu: 4 s do celu.

Zwolnienie broni wskazywane jest przez pokrywanie znacznika CCIP ze znacznikiem (kreską) celu.

#### HUD dla operacji typu „powietrze—powietrze”

Sposób pracy systemu HUD dostosowany do ataku „powietrze—powietrze” jest na ogół tylko funkcją dodatkową dla podstawowego przeznaczenia systemu, jakim jest atak naziemny [1, 3].

W ataku „powietrze—powietrze” HUD dostarcza, podobnie jak w celownikach giroskopowych, wyliczone wskazania kąta wyprzedzenia, chociaż w stosunku do tych rozwiązań system elektroniczny HUD zapewnia lepszą stabilizację [3]. Zaleta ta byłaby zbyt kosztownym argumentem dla uzasadnienia systemu HUD jako alternatywy zastępującej nieporównywalnie prostszy i tańszy celownik giroskopowy. Istotne korzyści systemu HUD polegają na nowej koncepcji prezentacji i dostarczania danych do celowania, niezależnej od ruchu celu, oferującej środki przewidywania i wskazań symulowanej smugi pocisków oglądanych wspólnie ze wskazaniami odległości do celu

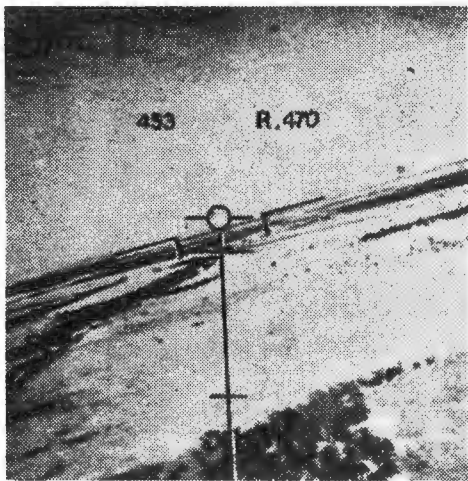
Koncepcję taką przedstawiła m.in. firma Marconi-Elliot Avionics [5]. Wskazania przewidywanej linii symulującej ślad pocisków, określane przeważnie skrótem CCIL (lub „snapshot trace line”) [3], dają pilotowi wizualny obraz syntetycznej linii lub serii kropek przedstawiających hipotetyczne iniejsce padania pocisków w przypadku, gdyby pilot otworzył ogień z działka [5]. Zadaniem pilota jest manewrowanie samolotem w taki sposób, aby cel pokrył się z punktem odległości do celu na linii PLP i następnie otworzenie ognia. W zależności od własnej oceny względnego ruchu celu, pilot może również otworzyć ogień przed doprowadzeniem do pokrycia tego punktu. Przy przejściu oceny względnego ruchu celu przez pilota, celownik umożliwia mu wykonanie ataków bez konieczności tropienia poruszającego się celu, stąd więcej okazji do otworzenia ognia przy zbliżeniu się do celu.

Ocena linii PLP nie jest dla pilota problemem w prostym locie poziomym, w którym skierowana ona jest prosto do przodu. Jednak w lotach bojowych ze wznoszeniem i zakrętami linia ta kołysz się w kierunku zmieniającego się przewidywanego toru lotu pocisków. Podczas manewrowania ruch linii PLP przypomina ruch węża i jej ocena nie jest z pewnością dla pilota zadaniem łatwym. Niemniej jednak od pilota wymaga się antycypacji celu. Przy stosowaniu tej formy wskazań, mimo tej trudności, prędkość porażenia (wymagana od samolotu) jest jednak znacznie większa niż na samolotach wyposażonych konwencjonalnie [3].

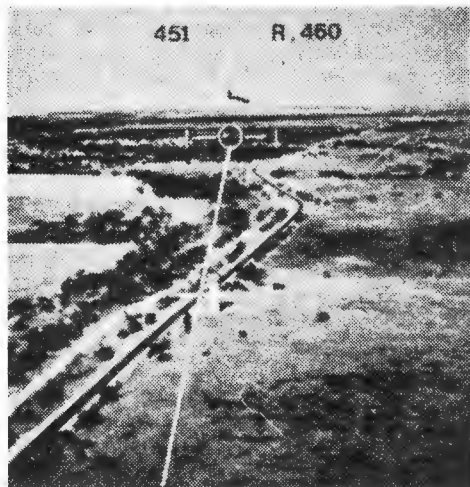
W rozwiązaniu systemu firmy Marconi-Elliot Avionics, poza stosowaniem przyspieszeniomierzy i giroskopów prędkości katowych, uwzględniono parametry dynamiczne, niezbędne do dokładnego obliczania toru PLP oraz jego przedstawienia na zespolę wskazań [5]. Wiele tych parametrów, uwzględnianych przy obliczaniu położenia strumienia pocisków, było tradycyjnie pomijanych w celownikach giroskopowych. Stwierdzono, że mają one znaczący wpływ na przesunięcia symulowanej linii pocisków (PLP).

Optymalizacja symboliki oraz odpowiedzi wynikających z zależności między pilotem, samolotem i celownikiem wymagała przeprowadzenia wielu prób w locie, które firma podsumowała wyborem symboliki składającej się z linii PLP i dalmierza w kształcie okręgu (rys. 22). Średnica okręgu jest proporcjonalna do znanej rozpiętości skrzydeł celu i opisuje znany kąt środkowy. Umożliwia to celownikowi wyliczenie odległości.

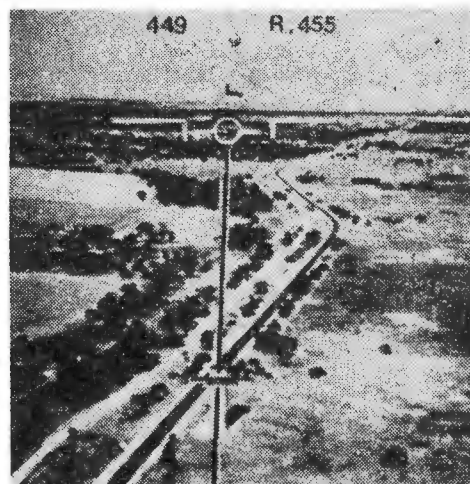
Wśród różnych wersji symboliki, znaki odległości przedstawiane są m.in. za pomocą kresk stadiometrycznych, umieszczonych na linii PLP dla wybranych czasów lotu. Metoda ta w praktyce jest jednak trudna. W niektórych



Rys. 19. Przechwycenie celu [6]



Rys. 20. Śledzenie celu [6]

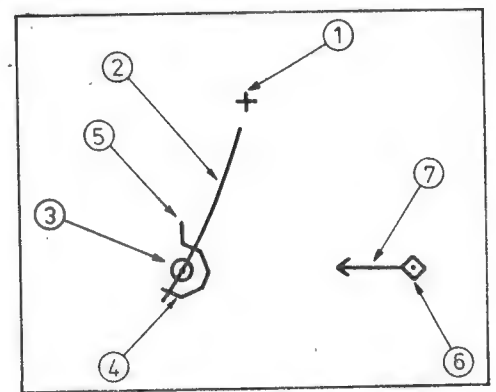
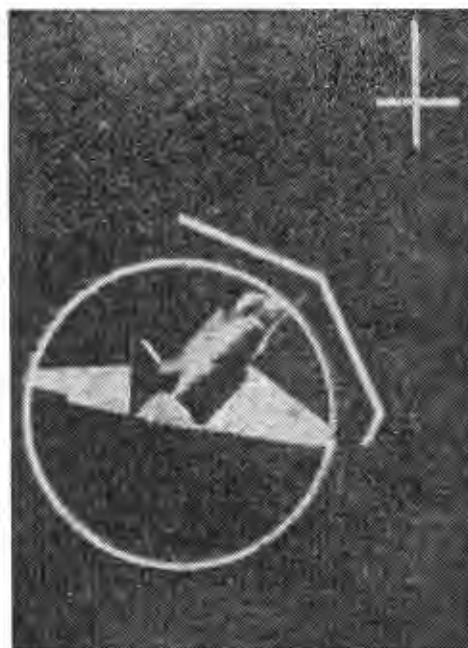


Rys. 21. Zwolnienie broni [6]

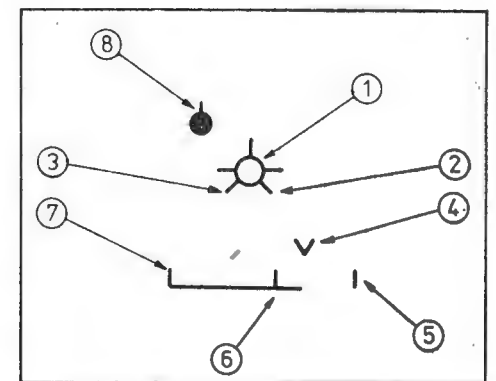
Rys. 23. Zdjęcie wykonane w ataku za pomocą symboliki „ściśłego punktu”, stosowanej w niektórych wersjach HUD firmy Marconi-Elliott Av. Oktagon odległości skraca swój obwód, gdy zbliża się cel. Każdy bok oktagonu reprezentuje odległość 100 m [5]



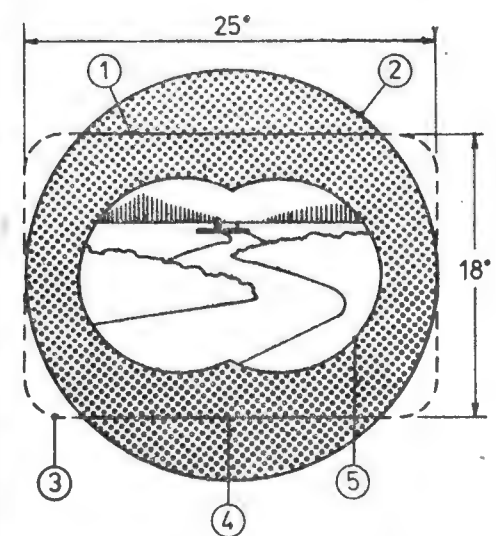
Rys. 22. Pozorowany atak sfotografowany przez ekran półprzezroczysty układu wskaźników HUD podczas prób lotnych wykonywanych z wykorzystaniem techniki symulowanej smugi pocisków. Opisujący cel okrąg dalmierza wskazuje, że cel jest w zasięgu strażaków. Smuga pokazuje gdzie byłyby pociski w chwili ich oglądania, gdyby był otwarty ogień z działka [5]



Rys. 24. Symbolika dla kierowania ognia z działek w walce „powietrze-powietrze”: 1 — symbol działka, 2 — PLP, 3 — okrąg dalmierza, 4 — oktagon odległości celu, 5 — prawidłowe działanie radaru, 6 — radarowy znacznik celu, 7 — obliczony kąt wyprzedzenia



Rys. 25. Symbolika dla odpalania pocisków kierowanych „powietrze-powietrze”: 1 — wektor prędkości, 2 — występowanie okazji do odpalania, 3 — uchwycenie celu przez głowicę pocisku kierowanego, 4 — odległość krytyczna, 5 — odległość maksymalna, 6 — odległość minimalna, 7 — odległość zerowa, 8 — wskazania dyspozycyjne



Rys. 26. Pole widzenia kamery i obraz „video” w skali naturalnej (1:1) [10]: 1 — górna granica obrazu „video”, 2 — całkowite pole widzenia wskaźnika HUD (TFOV), 3 — całkowite pole widzenia kamery, 4 — dolna granica obrazu „video”, 5 — chwilowe pole widzenia wskaźnika HUD (IFOV)

wersjach systemu HUD przekazanych do produkcji, firma Marconi-Elliott przyjęła symbolikę celownika nazwaną „ściśłym punktem” (exact point) [5], pokazującą położenie pojedynczego pocisku na odległości do celu, przy czym skalę odległości przedstawiono za pomocą oktagonu (rys. 23). Oktagon został również wprowadzony w dalszych udoskonaleniach układu wskazań, gdzie może być ponadto podawana informacja radarowa o położeniu celu (jeśli jest potrzebna).

W przypadku połączenia systemu HUD z radiolokacyjnym systemem kontroli ognia [5], można go wykorzystać do wstępnego wykrycia celu (samolotu n-pla), a przy zastosowaniu najnowszej (dostępnej za pomocą HUD) techniki celowania umożliwiła zainicjowanie ataków według radaru jeszcze zanim zostanie wykonany sam manewr ataku.

Radiolokacyjny system kontroli ognia o odpowiednio wysokiej klasie dysponuje szerokim wyborem wyjść, które można doprowadzić do systemu HUD i tak wykorzystać, aby pilot mógł w pewnym sensie zlekceważyć samolot nieprzyjaciela i przeprowadzić swój atak, śledząc jedynie informacje dyspozycyjne podawane na układzie wskazań HUD. Przez wysterowywanie symbolu znacznika celu odpowiednio odfiltrowanymi sygnałami radaru, można wykonywać atak na cel niewidoczny. Wykonuje się go dokładnie tak samo jak na cel widoczny, przy czym do celowania wykorzystywany jest obiekt syntetyczny. Symbolikę dla tego sposobu celowania pokazuje rys. 24.

Sposób ten może być stosowany zarówno przy współpracy z radarem, jak i bez. Bez radaru okrąg dalmierza i związany z nim oktagon odległości są wysterowywane przez pilota. Jeśli dostępny jest radar tylko do pomiaru odległości (Range Only Radar), odległość jest naniesiona na linii PLP. W każdym przypadku przy przecięciu celu, pilot decyduje o otworzeniu ognia biorąc pod uwagę prędkość przecięcia celu i czasu lotu pocisków do punktu przecięcia celu na linii pocisków. Odchylone od oktagonu ramię wskazuje, że radar działa prawidłowo.

Jeśli dostępny jest radiolokator, wówczas przelicznik systemu HUD może otrzymywać informację o położeniu celu, na podstawie której może określić prędkość przecięcia celu. Symbol strzałki, której długość jest proporcjonalna do prędkości przecięcia i czasu lotu pocisków jest wtedy usytuowany na radarowym symbolu celu i wskazuje względny ruch celu oraz obliczony kąt wyprzedzenia. Pilot otwiera ogień w momencie zrównania ostrza strzałki z punktem odległości umieszczonym w środku okręgu dalmierza na linii PLP (rys. 24).

Ślepy system celowania tego typu można rozwinąć. Jeśli (przy wykorzystaniu informacji prędkości z radaru) [5] położenie znacznika celu będzie ekstrapolowane na podstawie czasu lotu pocisku, pilot nie musi przewidywać punktu pokrycia celu ze znacznikiem na celowniku. Otwiera on ogień w momencie, gdy cel ekstrapolowany pokryje się z okręgiem dalmierza (w praktyce pilot otwiera ogień nieco wcześniej o czas potrzebny na eksplozję pocisku).

W systemie bardziej rozwiniętym, pokrycie celu ekstrapolowanego z okręgiem dalmierza dostarcza przelicznikowi HUD sygnał do wydania dyspozycji automatycznego prowadzenia ognia.

System HUD można również zastosować do kontroli odpalania pocisków kierowanych „powietrze—powietrze” (rys. 25).

W tym sposobie pracy przelicznik systemu HUD otrzymuje informację o celu z radaru i generuje sygnał położenia symbolu dyspozycyjnego sterowania samolotem w ten sposób, aby symbol ten wskazywał optymalny kierunek lotu. Pilot manewruje samolotem tak, żeby symbol dyspozycyjny pokrył się z symbolem wektora prędkości samolotu. Dodatkowe kreski przy symbolu wektora prędkości wskazują czy pocisk przechwycił cel i czy pojawiła się okazja odpalenia.

Skala odległości do celu wskazuje obliczone maksymalne i minimalne odległości oraz punkt odległości krytycznej. Wartości te są odczytywane w odniesieniu do aktualnej odległości celu pokazywanej za pomocą ruchomej kreski poziomej. Odległość krytyczna oznacza optymalną odległość dla bieżącej w danej chwili obwiedni odpalania pocisku.

#### Wskaźniki typu HUD z dodatkową projekcją widoku terenu

Sztuczna prezentacja widoku terenu lub otoczenia (normalnie widzianego przez przednią szybę kabiny pilota) jest już od wielu lat stosowana na wskaźnikach montowanych na tablicy przyrządów. Jakkolwiek wynikają stąd liczne

zalety, dojrzeła obecnie pogląd, że na jednomiejscowych samolotach szturmowych obraz ten powinien być prezentowany w polu widzenia przedniej szyby, na wskaźniku HUD.

Idea syntetycznej prezentacji widoku terenu [10] oparta jest na wykorzystaniu czujników promieni podczerwonych (typu FLIR) lub kamery telewizyjnej czulej na słabe światło (LLTV). Środki te dostarczają pilotowi wyraźny widoczny obraz terenu (otoczenia) w warunkach ciemności, gdy oko przestaje odbierać obraz wizualny. Zasadniczym celem stosowania tych środków jest przedłużenie warunków (czasu widzialności) dla wykonywania misji operacyjnych samolotu. Czułość zarówno czujników FLIR, jak i kamery LLTV jest na tyle wysoka, że średni czas, w którym teren (otoczenie) jest dla tych środków „niewidoczny” może wynosić (w zależności od warunków pogodowych i światła księżycowego) zaledwie 30 min w stosunku do lokalnej godziny północy.

Możliwość generowania syntetycznego obrazu terenu i prezentowania go na tym samym układzie wskazań, gdzie indykowane są parametry lotu oraz symbolika do celowania i kierowania bronią pozwala pilotowi na stosowanie tych samych procedur przechwytywania i naprowadzania na cel, które są normalnie stosowane w godzinach dziennych, nawet jeśli pilot nie ma bezpośredniego kontaktu wizualnego z terenem.

Połączenie indykacji symboliki z syntetycznym obrazem „video” na wspólnym układzie wskazań systemu HUD wiąże się z opanowaniem licznych problemów zarówno technicznych, jak i ergonomicznych [10].

Jednym z problemów technicznych jest stosowanie techniki wskazań rastrowych na lampie oscyloskopowej. Optymalna definicja obrazu uwarunkowana jest dużą liczbą linii (w typowym odbiorniku telewizyjnym przyjęto 625 linii). Eliminacja lub ograniczenie migotania wiąże się z zapewnieniem dużej szybkości „wykreślenia” linii, co z kolei oznacza, że obraz nie może być równie jasny jak symbolika w obecnych systemach HUD.

W konwencjonalnych systemach HUD dla lotów przy świetle dziennym do pisania symboli stosowana jest technika kursywy (wiązka elektronów „pisze” symbole na ekranie lampy w podobny sposób jak na pióro na papierze). Technika tę charakteryzuje większa jasność wykreślanych symboli niż obrazu rastrowego, co wynika z mniejszej prędkości „pisania”. Metoda kursywy umożliwia poza tym łatwiejsze generowanie cienkich linii prostych, co jest szczególnie istotne przy wskazaniach symboli do celowania. Natomiast uzyskanie akceptowalnych prostych linii diagonalnych przy stosowaniu techniki rastrowej wymaga specjalnych środków wygładzających.

Elektroniczne mieszanie symboliki i obrazu nie stanowi obecnie istotnego problemu.

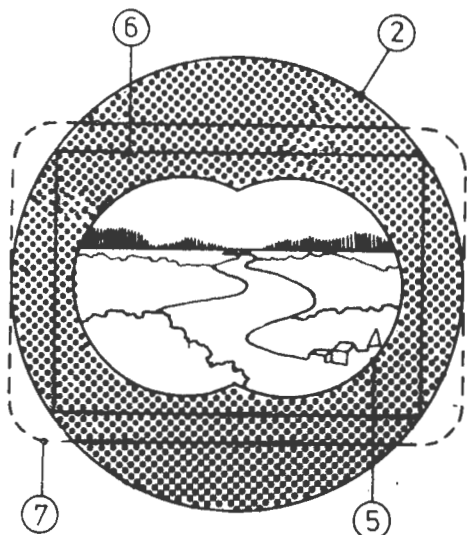
Do nie opanowanych jeszcze w pełni problemów ergonomicznych należą m.in.: dopasowanie pól widzenia (wskaźnika HUD i obrazu „video”), kształt obrazu „video” oraz powiększenie celu.

Jeśli chodzi o pole widzenia obrazu video, można się liczyć z wymaganiami, aby było ono zgodne z polem widzenia kamery. Istnieją rozwiązania kamer mających kąt widzenia w azymucie większy niż 40°. Przeniesienie pola widzenia kamery na obraz „video” jest jednak problemem, nawet jeśli brany jest pod uwagę kąt tylko 25°.

Osiągalne całkowite pola widzenia na układzie HUD (TFOV) mają wprawdzie zakres rzędu 25°, jednak pole chwilowego widzenia (IFOV) ograniczone jest przeważnie kątem 18° w azymucie i 12° na kącie podniesienia. Do wykorzystania pełnego pola widzenia na kącie podniesienia stosowany jest omówiony już poprzednio ruchomy układ odbijania promieni. Z ograniczeń tych wynika, że przy doborze obrazu „video” rzutowanego na wskaźnik HUD wymagane są pewne ustępstwa. Wpasowanie prostokątnego obrazu „video” naturalnej wielkości w pole widzenia wskaźnika HUD oznaczałoby wskazania tylko części obrazu (rys. 26). Jeśli jest to niepożądane, na wskaźniku HUD musi być zatem mniejsze powiększenie (rys. 27). Dysponowane całkowite pole widzenia HUD nie jest jednak w żadnym przypadku wykorzystane.

Przechwytywanie celu na małej wysokości i z dużą prędkością wymaga zachowania odległości rzędu 3–6 km, co wynika z czasu, jaki potrzebny jest pilotowi na naprowadzenie samolotu przed zwolnieniem pocisku. Fakt ten brany jest pod uwagę przy rozpatrywaniu ograniczeń pola widzenia na wskaźniku HUD. Jeśli pole widzenia kamery LLTV jest ustawione na „wąski raster” i powiększenie obrazu „video” na HUD w stosunku do obrazu rzeczywistego wynosi 1:1, możliwe jest powiększenie obrazu rastrowego

wego z polem wskazań HUD w sposób przedstawiony na rys. 28. Do prezentacji obrazu „video” wykorzystana jest tu tylko połowa obrazu oscylograficznego lampy CRT. Pozwala to jednak na zacieśnienie czasu formowania obrazu, a zatem na uzyskanie lepszej jasności. W czasie „jało-



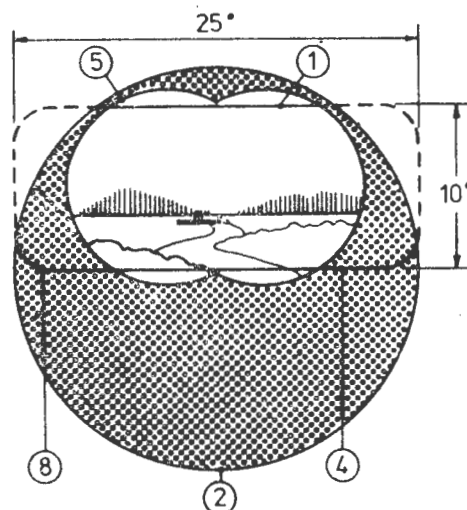
Rys. 27. Pole widzenia kamery i obraz video w różnej skali [10]: 2 — całkowite pole widzenia wskaźnika HUD (TFOV), 5 — chwilowe pole widzenia wskaźnika HUD (IFOV), 6 — obraz video pomniejszony, 7 — pole widzenia kamery w skali naturalnej

wym” formowania obrazu (raster fly-back) można alternatywnie wprowadzić bardziej zacieśniony czas formowania (extra frame-time) do symboliki dodatkowej generowanej techniką kursywy.

W przypadku wykorzystania kamery LLTV do identyfikacji obszaru celu, wąski sektor śledzenia może pokrywać czujnik podczerwieni (FLIR) wykrywający miejsca centralne celu (hot spots). W tym przypadku szeroki kąt obrazu „video” otrzymywany z kamery LLTV może spełniać funkcję wspomagania czynnej identyfikacji celu. W przypadku gdy możliwe jest wykorzystanie lasera do uchwycenia celu, obraz „video” na wskaźniku HUD może być zastąpiony konwencjonalną symboliką celowania i kierowania broni (generowaną techniką kursywy) stosowaną do dokładnego „ustawienia się” na cel przed zwolnieniem pocisku.

Spośród istniejących rozwiązań rastrowej prezentacji obrazu terenu, na uwagę zasługuje konstrukcja firmy Marconi-Elliott. Funkcję generowania sygnałów do formowania obrazu spełnia tu dodatkowy zespół mieszania obrazów (VCU). Zespół ten przetwarza symbolikę generowaną przez zespół elektroniczny (techniką kursywy) na sygnały rastrowe i miesza je z rastrowymi sygnałami wizyjnymi dostarczonymi z kamery LLTV lub czujnika podczerwieni (FLIR). Sygnały wejściowe są przetwarzane na jeden sygnał

wizyjny, który następnie formuje obraz rastrowy na wskaźniku HUD. Proces syntezy obrazu realizują tu dwie pojedyncze widikonowe lampy pamięciowe (1-calowe) połączone „na zakładkę” z każdym kanałem konwertera. Zapewnia to uzyskiwanie ciągłego sygnału wyjściowego



Rys. 28. Naturalnej wielkości obraz video z kamery pracującej na zawężonym polu widzenia („wąski raster”) [10]: 1 — górna granica obrazu video, 2 — całkowite pole widzenia wskaźnika HUD (TFOV), 4 — dolna granica obrazu video, 5 — chwilowe pole widzenia wskaźnika HUD (IFOV), 8 — zawężone pole widzenia kamery

o częstotliwości „odświeżania” (refresh frequency) 60 Hz przy 875 liniach.

Rozwiązanie powyższe zostało opracowane i wdrożone do produkcji dla potrzeb amerykańskiego lotnictwa morskiego w ramach programu A-7 TRAM. Celem tego rozwiązania było opanowanie problemu rozmazywania obrazu, jaki występował w lampach podwójnych stosowanych dla dużych prędkości zmian obrazu.

#### LITERATURA

1. J. R. CALDOW; HUD and the retrofit market. *Smiths Ind. Aviation Review*, No. 36, Aug., 1977, str. 12÷15.
2. Head-up displays for military aircraft. *Smiths Ind. Aviation Review*, No. 32, Aug., 1974, str. 14÷16.
3. Looking ahead more than ever. *Flight Int.*, 25, Dec., 1976, str. 1839÷1841.
4. J. H. SMITH, R. A. CHORLEY: Head-up and other displays. *Aircraft Eng.*, Feb., 1975, str. 18÷22.
5. L. D. MOORE-SEARSON, G. M. BARLING. Snap — Shoot. *Flight Int.*, 6, June, 1974, str. 745÷746.
6. Weapon Aiming and Head-up Display Systems. *Smiths Ind. Publication*, No. 290U.
7. Aircraft Electronics Display Systems. *Smiths Ind. Ltd. Publication*, No. SAV 233U.
8. W. T. BORODIN, G. J. RILSKIJ: Płotażnyje kompleksy i sistemy uprawlenija samoletow i wiertoletow. *Maszinoostrojenije*, 1978.
9. JOHN H. SMITH: The evolution of Head-up displays. *Interavia*, No. 8, 1972, str. 858÷860.
10. Raster HUD. *Smiths Ind. Aviation Review*, Jan., 1976, str. 12÷13.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Rozwój cyfrowych układów sterowania silników w W. Brytanii

Szybki w ciągu ostatnich kilku lat rozwój mikroprocesorów i obwodów scalonych pozwala przewidywać, że wszystkie nowe silniki turbinowe, z wyjątkiem najmniejszych, a także nowe wersje już istniejących będą wyposażone w elektroniczne cyfrowe układy sterowania. Układ taki zastosowano już w amerykańskim silniku Pratt Whitney F100 (napędza on samoloty F-15 i F-16), a wkrótce otrzymają go prawdopodobnie również niektóre silniki brytyjskie.

W latach 1970÷1971 brytyjskie ministerstwo obrony postanowiło przystąpić do realizacji programu budowy doświadczalnych układów cyfrowych do silników Spey, Pegasus i Gnome. Równocześnie firma Rolls-Royce wybrała silniki Olympus 593 i Adour jako doświadczalne obiekty sterowania za pomocą układów cyfrowych. W pracach tych biorą udział, poza Rolls-Roycem, Lucas, Hawker Sid-

deley Dynamics Engineering (HSDE), Dowty, Smiths i NGTE.

Osiągnięto znaczny postęp w rozwoju cyfrowego sterowania silnikami Gnome. Firma HSDE opracowała układ cyfrowy Mk.1D, którego podstawą są mikroprocesory rodziny 8080. Przeprowadzono próby stoiskowe w Hatfield na sprężonych silnikach Gnome. Układ cyfrowy pracujący równoległe z dotychczas stosowanym układem analogowym Mk.1A potwierdził swe zalety. Następnym etapem programu jest opracowanie układu do prób w locie.

Pomyślne wyniki prób układu cyfrowego na silnikach Gnome przyczyniły się do rozpoczęcia w 1977 r. prób stoiskowych silnika Pegasus wyposażonego w układ, który został rozwinięty z układu Mk.1D. Firma Dowty zmodyfikowała obecny układ hydromechaniczny. Przez wprowadzenie zaworu elektrohydraulicznego napędzanego przez

silnik krokowy. Poza wypełnianiem dotychczasowych funkcji nowy układ steruje przyspieszaniem silnika przez odpowiednie ograniczanie temperatury przed turbiną za pomocą sygnałów wysyłanych przez najgorętszą łopatkę wirnikową drugiego stopnia turbiny wysokiego ciśnienia za pośrednictwem pirometru optycznego. Próby zostały zakończone w drugiej połowie 1978 r. Są one związane z żądaniami użytkowników samolotów Harrier udoskonalenia sterowania silnikiem w celu uproszczenia jego obsługi i zwiększenia niezawodności. Część elektroniczną układu sterowania silnika Pegasus do nowej amerykańskiej wersji Harriera, AV-8B, zaoferowała firma Hamilton Standard.

Firmy biorące udział w programach budowy doświadczalnych układów cyfrowych do silników Olympus 593 i Adour uznały za celowe zastosowanie w nich zamiast mikroprocesorów istniejących minikomputerów. Ponieważ nie było brytyjskiego minikomputera o wymaganej pojemności i szybkości działania, do układu sterowania silnikiem Olympus 593 wykorzystano minikomputer amerykańskiej firmy Sanders. Po próbach na stoisku paliwowym i na silniku układ został zabudowany na jednym z silników doświadczalnego egzemplarza samolotu Concorde i przepracował 15 h w locie nie wykazując żadnych usterek. Jest on w dalszym ciągu dopracowywany i poddawany modyfikacjom równoległe ze zmianami wprowadzanymi w seryjnym układzie analogowym.

W układzie badanym na silniku Adour został zaadaptowany minikomputer firmy Smiths Industries; steruje on za pomocą zdwojonego silnika krokowego zaworem przepływu Dowty. Po przeprowadzeniu prób modelu układu przez firmę Smiths układ został przebadany na modelu cyfrowym silnika Adour w Derby, a następnie na samym silniku. Program nie obejmuje badań w locie, lecz część mechaniczna układu została przystosowana do takich badań.

Dotychczasowe doświadczenia z cyfrowymi układami sterowania silnikami pozwalają przewidywać, że w niedalekiej przyszłości układy te wyprą układy hydromechaniczne oparte na skomplikowanych i trudnych do wykonania krzywkach trójwymiarowych. Dzięki dużej odporności nowoczesnych obwodów scalonych układy cyfrowe, wbrew obecnej praktyce montowania elektroniki na płatowcu, będą prawdopodobnie zabudowywane bezpośrednio na silniku.

W.K.

## Zautomatyzowany proces produkcji łopatek turbin silników lotniczych

Firma Pratt Whitney (United Technologies) zbudowała sterowaną za pomocą komputerów linię automatyczną do wytwarzania wirnikowych i kierowniczych łopatek turbin silników lotniczych. Linia znajduje się w nowo zbudowanej hali o powierzchni 6900 m<sup>2</sup> na terenie jednego z zakładów firmy w Connecticut. Może ona produkować 50 000 łopatek rocznie, lecz po zakończeniu przeprowadzanej obecnie rozbudowy wydajność jej zwiększy się do 90 000 łopatek.

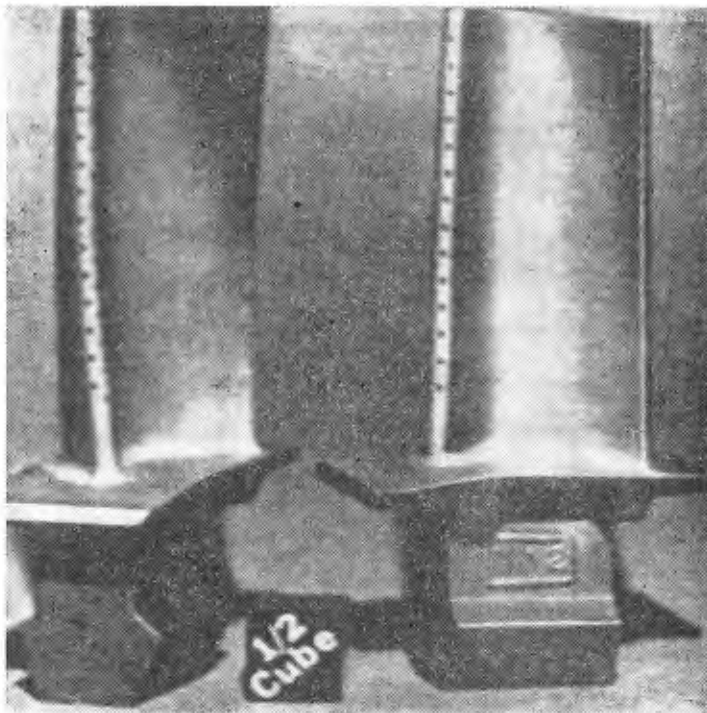
W nowym procesie łopatki po raz pierwszy wykonuje się z dwóch połówek, które łączone są ze sobą dopiero na końcu całego cyklu produkcyjnego. Umożliwia to znacznie większą swobodę w konstruowaniu łopatek niż w przypadku konwencjonalnych metod wytwórczych. Nowa linia jest przeznaczona wyłącznie do produkcji łopatek z długich lub pojedynczych kryształów metalu.

Proces produkcyjny rozpoczyna się od wykonania woskowego modelu łopatki. Ramiona maszyn zanurzają model w ceramicznej masie formierskiej, pokrywając ją następnie drobnym piaskiem. Forma jest suszona i przesuwana na następne stanowisko. W ciągu sześciu godzin powstają ceramiczne formy o grubości ścianki ok. 6 mm, z których maszyny usuwają wosk i zanieczyszczenia zanim przekażą je do pieca próżniowego. W piecu wlewki metalu topione są za pomocą wiązki elektronów i wlewane do form. Formy przesuwają się do jednej z 20 komór grzewczych o sterowanym procesie krzepnięcia metalu. Po skrzepnięciu łopatki są chłodzone i usuwane z pieca. Do łączenia połówek łopatek zastosowano proces przejściowej fazy cie-

klej — cienka warstewka stopu w stanie stałym jest wkładana między połówki łopatki i podgrzewana do stanu ciekłego; po skrzepnięciu tworzy ona połączenie o dużej wytrzymałości.

Przez cały czas pracy linii komputery rejestrują wszystkie okoliczności i warunki wytwarzania poszczególnych łopatek, co oznacza ścisłą, indywidualną kontrolę procesu. Komputery kontrolują równocześnie 4000 zabiegów.

Wykonywanie łopatek z dwóch części pozwala na opracowanie bardziej efektywnego wewnętrznego chłodzenia łopatki (zdjęcie pokazuje łopatki z otworkami chłodzącymi na krawędzi natarcia). Poza tym zapewnia to jednakową grubość ścianki, zmniejszając niebezpieczeństwo pęknięć i umożliwia wykonanie cieńszej krawędzi spływu, co zwiększa sprawność aerodynamiczną łopatek. Wykonywane tą metodą łopatki mogą być lżejsze, co pozwala na zwiększenie prędkości obrotowej turbiny.



Nowa linia została po raz pierwszy wykorzystana do produkcji doświadczalnych łopatek pierwszego stopnia turbiny wojskowych silników F100. Łopatki te przepracowały już 1500 h w czasie badań symulujących profil zadania samolotu. Dodatkowe próby miały być zakończone w maju 1980 r. Mają być wykonane na niej również łopatki, kierownicze i wirnikowe, pierwszego stopnia turbiny dwuprzepływowego silnika cywilnego opracowywanego przez NASA w ramach programu budowy oszczędniejszego silnika lat dziewięćdziesiątych.

W.K.

## Satelita łącznościowy SBS

Satelita łącznościowy SBS (Satellite Business System) budowany przez Hughes Aircraft i finansowany m.in. przez IBM i Comsat General znajdzie się na orbicie geostacjonarnej w 1981 r. i będzie umożliwiał równoczesne przeprowadzanie 13 900 rozmów telefonicznych, przekazywanie danych i obrazów oraz urządzanie telekonferencji, przy czym będzie on pracował w pasmie K, tj. 12÷14 GHz. Będzie to pierwszy amerykański satelita łącznościowy przeznaczony wyłącznie do obsługi krajowej.

Ponieważ satelita jest stabilizowany za pomocą ruchu obrotowego, ogniwa słoneczne muszą być rozmieszczone na powierzchni cylindrycznej. Wymaganą moc 914 W uzyska się przez zastosowanie drugiego, współśrodkowego cylindra z ogniwami, który po oddzieleniu satelity od rakiety nośnej przesunie się osiowo względem pierwszego cylindra. Podobną budowę ma kanadyjski satelita Anik C Domsat.

W.K.



# Obniżenie energochłonności wibrokulowania łopatek sprężarki osiowej

Doc. dr inż. MIECZYŚLAW MARCINIAK  
Politechnika Warszawska

W technologii części maszyn narażonych na obciążenia zmęczeniowe powszechne jest stosowanie zabiegów obróbki powierzchniowej zgniotem statycznym lub dynamicznym. Liczne prace teoretyczne i doświadczalne pozwoliły na określenie wpływu podstawowych parametrów poszczególnych sposobów obróbki powierzchniowej zgniotem na podwyższenie wytrzymałości zmęczeniowej obrabianych części. Dla większości sposobów obróbki powierzchniowej zgniotem ustalone są także kompleksowe lub częściowe charakterystyki warstwy wierzchniej. Tak więc dla określonych parametrów technologicznych i materiału obrabianego dowolnym sposobem obróbki powierzchniowej zgniotem można znaleźć dane o charakterystyce geometrycznej powierzchni, głębokości i stopniu zgniotu oraz o rozkładzie naprężeń trzeciego rodzaju.

Zagadnieniem, które zasługuje na szczególną uwagę w obróbce powierzchniowej zgniotem części o skomplikowanych kształtach za pomocą swobodnych twardych kształtek (kulek) w urządzeniach wibracyjnych jest energochłonność procesu i efektywność uzyskiwania założonej głębokości zgniotu.

## Charakterystyka urządzeń i oprzyrządowania do wibrokulowania

Na rys. 1 przedstawiono urządzenie wibracyjne o drganiach płaskich z prostym oprzyrządowaniem pomocniczym do mocowania łopatek sprężarki osiowej silnika odrzutowego [1]. Łopatki unieruchomione są w gniazdach obrotowego wału W. Sprzęganie obrabianych elementów z drgającym pojemnikiem (czyli tzw. obróbka uchwytowa) zapewnia wyższą o 100% sprawność energetycznego oddziaływania kształtek  $k$  na części  $c$  niż obróbka swobodna [2].

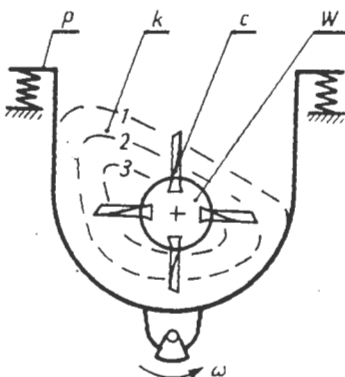
Wg schematu z rys. 1 cięciwa profilu łopatki jest równoległa do osi wału W, a tym samym prostopadła do płaszczyzny drgań. Takie usytuowanie łopatki staje się przyczyną niejednorodności skutków wibrokulowania, gdyż nie eliminuje wpływu kąta skręcenia profilu łopatki wzdłuż długości na kąt zderzeń kulek z jej powierzchnią.

Podobny skutek wywołuje ruch obrotowy przyrządu W i przemieszczanie się fragmentów łopatki w warstwach 1, 2, 3 kulek  $k$  o różnym stanie energetycznym.

Zaletą rozwiązania konstrukcyjnego oprzyrządowania z rys. 1 jest stosunkowo wysoka efektywność wykorzystania przestrzeni roboczej pojemnika wibracyjnego  $p$ . Efektywność tę charakteryzuje stosunek masy łopatki  $m_1$  i masy kulek  $m_k$  przypadającej na jedną łopatkę w ocenianym typie urządzenia:

$$e_1 = \frac{m_1}{m_k} = 0,1$$

Oprzyrządowanie z rys. 2 [3] ma gorszy wskaźnik efek-



Rys. 1. Promieniowe zamocowanie łopatek w uchwytach stałych wału pomocniczego urządzenia wibracyjnego

tywności wykorzystania przestrzeni roboczej pojemnika:

$$e_2 = 0,05 \div 0,07$$

Oprzyrządowanie to, określane jako planetarne, zapewnia podwójne obrotowe połączenie łopatki z drgającym pojemnikiem: wokół osi wału W i wokół osi własnej Ł. Podczas obrotu wokół osi wału W łopatka przemieszcza się w strefie wyznaczonej pierścieniem kołowym o szerokości odpowiadającej jej cięciwie, a więc w obszarze o nieznacznej zmienności warunków. Dodatkowo, dzięki możliwości obrotu względem własnej osi Ł, każdy fragment powierzchni koryta i grzbietu łopatki poddawany jest cyklicznie obróbce w powyższych warunkach energetycznych. Ostatecznie obróbka powierzchniowa zgniotem łopatek wg schematu z rys. 2 zapewnia wyższą o ponad 20% równomierność stopnia i głębokości zgniotu na całej powierzchni pióra łopatki. Trzeba zaznaczyć, że w przypadku szczególnym, tj. przy bardzo wolnym obrocie oprzyrządowania względem masy kulek i długim czasie obróbki, obserwuje się niekorzystne zjawisko nadmiernych odkształceń plastycznych materiału na krawędzi natarcia i spływu. Jeśli zatem z grubości profilu łopatki wynika konieczność uzyskania głębokości zgniotu rzędu 0,15÷0,25 mm i tym samym obróbki w czasie 100÷120 min, niezbędne jest zapewnienie ruchu obrotowego oprzyrządowania względem osi W. Radykalnym środkiem poprawienia jakości krawędzi natarcia i spływu łopatki jest takie jej usytuowanie w drgającej masie kulek, aby kierunek ich ruchu wypadkowego był zbliżony do kierunku wyznaczonego przez linię krawędzi natarcia i spływu. Warunki takie zapewnia urządzenie o drganiach przestrzennych (rys. 3). Pozostałe cechy tego urządzenia nie są tak korzystne:

— naciski jednostkowe masy kulek są zmienne na całej długości pióra łopatki,

— wskaźnik wykorzystania przestrzeni roboczej pojemnika  $e_3 = 0,03 \div 0,05$ .

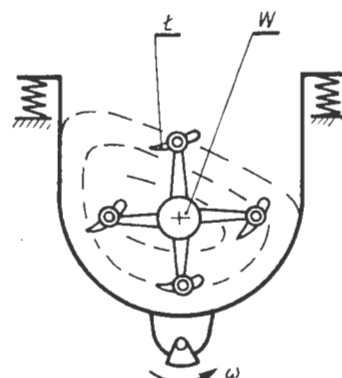
## Zasada kasetowego systemu wibrokulowania [4]

Schemat sposobu przekazywania energii masie kulek stałych przez drgający pojemnik urządzeń z rys. 1, 2, 3 przedstawia rys. 4a. Postać ogólną równania ruchu takiego układu można napisać następująco:

$$\sum_{i=1}^k m_i \ddot{y}_i + C(y) + K(y) = 0$$

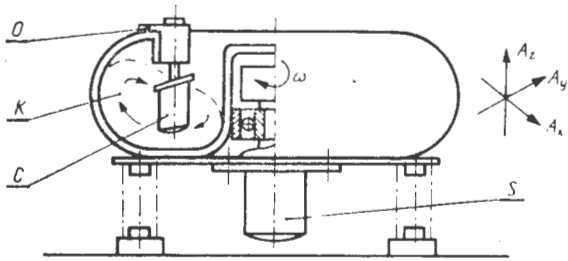
gdzie:  $C(y)$  — zastępcza charakterystyka tłumiąca,  $K(y)$  — zastępcza charakterystyka sprężysta.

Uwzględniając  $H \gg h$ , należy przyjąć do analizy energetycznej  $m_1 > m_2$  (rys. 4a, b). Przy stałych warunkach wymuszenia drgań obydwu układów, tłumienie  $C(y)$  w istotny



Rys. 2. Planetarne zamocowanie łopatek w uchwytach obrotowych wału pomocniczego urządzenia wibracyjnego

sposób wpływać będzie na zmniejszenie amplitudy maksymalnej układu  $y_{max}$ . W porównaniu z układem z rys. 4b, zmniejszenie to nie oznacza wprost ujemnego wpływu na skutki obróbki powierzchniowej zgniotem z uwagi na wyżej przytoczoną nierówność  $m_1 > m_2$ . Przyjmijmy, że tłumienie  $C$  będzie zależało nie tylko od  $y$ , ale również od  $m$ . Uzasadnieniem założenia jest wzrost sił tarcia spowodowa-



Rys. 3. Oprzyrządowanie O do mocowania łopatek w urządzeniu wibracyjnym o drganiach przestrzennych

ny wzrostem nacisków wzajemnych elementów wsadu, odpowiednio do wzrostu wysokości słupa  $H$ . Przyjęcie takiego założenia nasuwa wątpliwości co do korzyści, jakie w zakresie efektów obróbki może przynieść znaczna wysokość słupa  $H$  masy kulek występująca w urządzeniach z rys. 1, 2, 3.

W przeprowadzonych badaniach zweryfikowano doświadczalnie powyższą hipotezę. Wymiar  $h$  kasety, w której zamknięto elementy obrabiane, przyjęto z warunku dopuszczającego pojedyncze zderzenia kulek w przestrzeni między ścianką kasety i powierzchnią obrabianą (rys. 5). Warunek ten umożliwił zamknięcie dwóch warstw kulek ściśle upakowanych w przestrzeni roboczej i ograniczenie wysokości tej przestrzeni do wymiaru  $h$ :

$$h = 2R(1 + \sqrt{3})$$

gdzie:  $R$  — promień kulki.

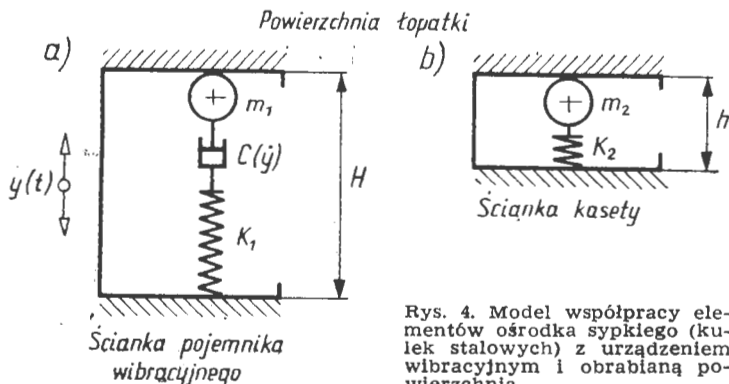
W każdej próbie obrabiano serię pięciu próbek testowych o wymiarach  $100 \times 10 \times 1$  mm.

Na rys. 6 przedstawiono zmianę średniej wartości strzałki ugięcia  $f$  próbek w funkcji czasu, uzyskaną przy wysokości  $H=145$  mm masy kulek nad próbką (krzywa 1) oraz podczas obróbki kasetowej według rys. 5 (krzywa 2). Stosunek  $m_1 : m_2$  w próbie porównawczej wynosił 16.

Wyniki zestawione na rys. 6 świadczą, że hipoteza weryfikowana w warunkach próby jest prawdziwa. Stąd wniosek, że przy budowie urządzeń do wibrokulowania można ograniczyć przestrzeń roboczą odpowiednio do wymiarów obrabianych części.

#### Urządzenie kasetowe do wibrokulowania łopatek sprężarki<sup>1)</sup>

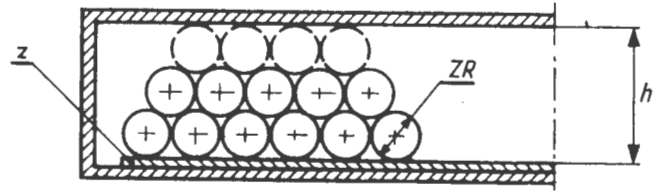
Zgodnie z wnioskami wynikającymi z rys. 6 zaprojektowano urządzenie kasetowe do wibrokulowania łopatek I i II stopnia 6-stopniowej sprężarki osiowej silnika odrzutowego (rys. 7). Urządzenie oparto na idei konstrukcyjnej wygładzarki wibracyjnej o drganiach płaskich. Miejsce pojemnika roboczego zajmuje paleta 1, w przegrodach której umieszczane są kasety z zamocowanymi łopatkami 2. W osi poziomej przechodzącej przez środek ciężkości palety umieszczony jest wał zespołu wymuszającego drgania z masami niewyważonymi w osłonach 3. Wał jest łożyskowany w



Rys. 4. Model współpracy elementów osrodka syplkiego (kulek stalowych) z urządzeniem wibracyjnym i obrabianą powierzchnią

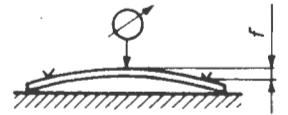
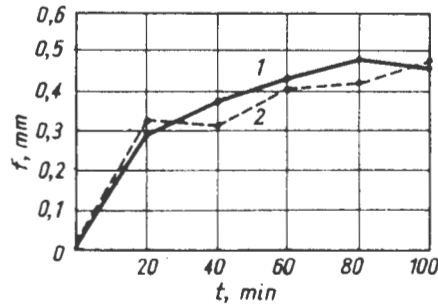
<sup>1)</sup> Instytut Technologii Mechnicznej Politechniki Warszawskiej ma pełną dokumentację konstrukcyjną urządzenia kasetowego do wibrokulowania łopatek sprężarki osiowej.

dwóch obudowach 4 opartych na czterech sprężynach śrubowych. Wał uzyskuje napęd z silnika elektrycznego przez przekładnię pasową 5 i odboczkę 6 ze sprzęgłem oponowym. Zespół siłowników pneumatycznych 7 sprzęgniętych



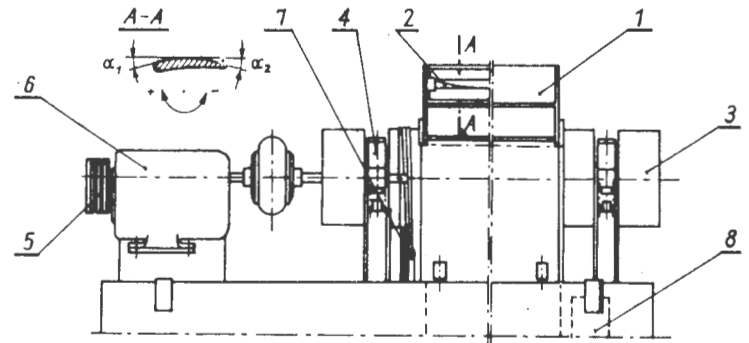
Rys. 5. Schemat kasety do wibrokulowania części z

z liną nawiniętą na bęben połączony z paletą wywołuje cykliczne wychylenie palety w zakresie  $+a_1$  do  $-a_2$ , w celu zapewnienia jednakowych warunków obróbki na całej powierzchni pióra łopatki. Elektropompka 8 podaje do kolektora rozdzielczego zamontowanego w pałecie rozwór



Rys. 6. Odkształcenia  $f$  próbek poddanych obróbce powierzchniowej zgniotem w klasycznym urządzeniu wibracyjnym (krzywa 1) i w kasecie (krzywa 2)

chemiczny zapewniający czystość i wysokie właściwości refleksyjne powierzchni obrabianych. Urządzenie z rys. 7 umożliwia jednoczesną obróbkę 16 łopatek I stopnia sprężarki lub 32 łopatek II stopnia sprężarki. Niezbędna masa kulek w obydwu przypadkach nie przekracza 120 kg. Ta sama



Rys. 7. Schemat konstrukcyjny urządzenia kasetowego do wibrokulowania łopatek sprężarki silnika turbinowego

liczba łopatek obrabiana w oprzyrządowaniu planetarnym z rys. 2 wymaga masy 600 kg kulek stalowych. Energochłonność procesu wibrokulowania w urządzeniu kasetowym, oceniana na podstawie mocy pobieranej ze źródła napędu, jest prawie 3-krotnie mniejsze od wibrokulowania w oprzyrządowaniu planetarnym.

#### LITERATURA

1. A. GOŁĘDZINOWSKI: Wpływ niektórych procesów technologicznych na żywotność łopatek sprężarek silników turbinowych. *Prace Instytutu Lotnictwa*, nr 64, 1976 r.
2. J. W. POLITOW, N. A. KUŹNIECOW: Wibracyjna obróbka detali maszyn i przyborów. *Lenizdat*, 1965 r.
3. M. MARCINIĄK: Zasady wyboru sposobu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 11, 1974 r.
4. M. MARCINIĄK: Urządzenie kasetowe do obróbki powierzchniowej zgniotem. Zgłoszenie patentowe nr P. 210662 z dn. 2.11.1978 r.

Samolot pasażersko-dyspozycyjny i wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy dwusilnikowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

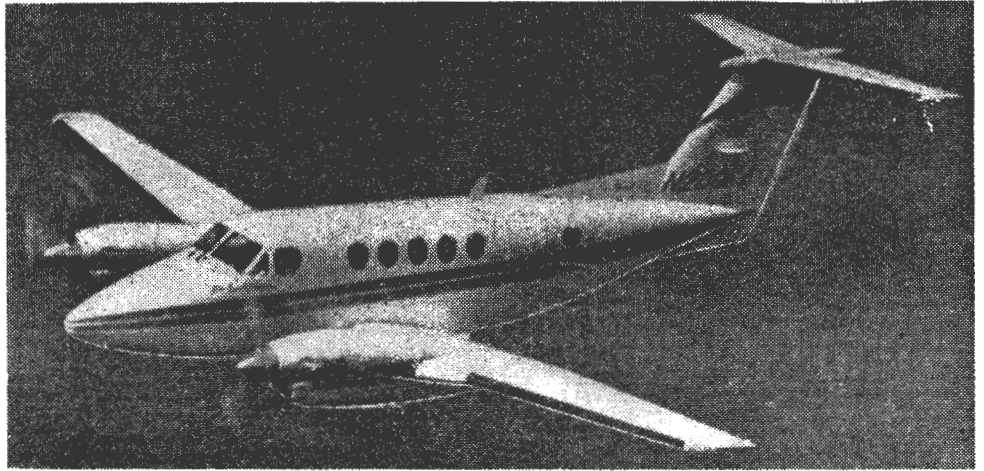
**Plat.** Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 23018,5 (modyfikowany) u nasady i NACA 23011,3 przy końcówce, wznios 6°, kąt zaklinowania 3°48' u nasady i -1°07' przy końcówce. Konstrukcja trójdzielna, półskorupowa, dwudźwigarowa. W kesonie prostokątnej części środkowej zbiorniki paliwowe, w nosku — zespoły instalacji klimatyzacyjnej oraz (pod kadłubem z prawej strony) akumulator. Zewnętrzne trapezowe części skrzydeł mieszczą w noskach i kesonach zbiorniki paliwowe. Gondole silnikowe półskorupowe umocowane są do części środkowej płata. Nosek skrzydła wyposażony w instalację przeciwbłodzeniową. Kłapy czterosegmentowe, na części środkowej mają pokrycie gładkie, na zewnętrznych częściach skrzydeł — żłobkowane. Maksymalny kąt wychylenia kłap wynosi 43°. Lotki metalowe wyposażone w klapki wyważające. Nowsze wersje samolotu mają zaczepy umożliwiające mocowanie dodatkowych zbiorników paliwowych na końcach skrzydeł.

**Kadłub.** Przekrój owalny, konwencjonalna metalowa konstrukcja półskorupowa. Nosek kadłuba mieści radar meteorologiczny, wyposażenie radionawigacyjne, zespoły instalacji klimatyzacyjnej i wnękę podwozia przedniego. Dostęp do wnętrza umożliwiają dwa luki boczne. Kabinowa część kadłuba szczelna, ciśnieniowa, na obu końcach zamknięta mocnymi wręgami. Tylna część kadłuba stożkowa, ostatnie wręgi usytuowane skośnie — ich płaszczyzny są równoległe do płaszczyzn dźwigarów statecznika pionowego. Za tylną wręgą szczelną umieszczono sa butle instalacji tlenowej.

**Kabina.** Szczelna, całkowicie klimatyzowana, przedzielona ściankami na część załogową, pasażerską i bagażową (w wersji pasażersko-dyspozycyjnej). Miejsca załogi umieszczone obok siebie. Przednie szyby podgrzewane, wyposażone w wycieraczki. Kabina pasażerska wyposażona w pięć par okien z filtrami polaryzacyjnymi, umożliwiającymi płynną zmianę jasności, pierwsze okno z prawej obudowane lukiem wyjścia awaryjnego. Drzwi wejściowe umieszczone w tylnej części kabiny, po lewej stronie. Ich luk opuszczany jest ręcznie do dołu i tworzy schody. Naprzeciw drzwi, z prawej strony, znajduje się toaleta i bagażnik. Wnętrze kabiny pasażerskiej mieści 6÷13 foteli (w zależności od wersji) albo wyposażenie specjalne.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T. Statecznik pionowy trójdźwigarowy, półskorupowy. Ster kierunku jednodźwigarowy z klapką wyważającą. Statecznik poziomy dwudźwigarowy. Ster wysokości wyważony i odciążony aerodynamicznie, obie półowki steru wyposażone w klapki wyważające. Na noskach usterzeń instalacja przeciwbłodzeniowa. Usterzenie pionowe uzupełnione jest dużą owiewką przed statecznikiem i pletwą pod kadłubem.

**Sterowanie.** Napędy powierzchni sterowych linkowe, kłapy napędzane elektrycznie, klapki wyważające — bowdenami.



**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane elektrycznie do kadłuba i gondol silnikowych. Podwozie przednie z amortyzatorem w golni i pojedynczym kołem zawieszonym na półwidelcu jest wyposażone w tłumik drgań poprzecznych. Do goleni umocowane są reflektory do kołowania i lądowania. Podwozie główne jednogoleniowe z kołami bliźniaczymi, wyposażonymi w tarczowe hamulce hydrauliczne, amortyzator w goleni. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogólnienia: przednie 22x6,75; główne 18x5,5. Chowanie i wypuszczanie zapewnia jeden centralny silnik elektryczny. Podwozie wyposażone jest w hamulec postojowy.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe Pratt-Whitney PT6A-41 o mocy 634 kW (860 KM) napędzające trójłopatowe metalowe śmigła Hartzell HC-B3-TN o stałych obrotach, z możliwością odwracania ciągu. Silniki zawieszono na łożach spawanych z rur stalowych. Krawędzie wlotów powietrza podgrzewane spaliniem. Nowsze wersje samolotu (C12A) wyposażone są w silniki PT6A-38 o mocy po 559 kW (760 KM).

**Instalacje.** Paliwowa — wewnątrz każdego skrzydła zbiorniki z wypełniaczem komórkowym oraz zbiorniki integralne, łączna pojemność 2060 l. Możliwość zawieszenia na końcach skrzydeł zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 400 l. Instalacja wyposażona w pompę przepompowującą umieszczoną w części środkowej płata. Elektryczna — napięcie 24 V, prądnice silnikowe 250 A/28 V, dwa przekładniki 600 VA, akumulator niklowo-kadmowy 34 Ah/24 V z wykrzywaczem defektów; zasilia silniki napędu kłap i sterowania podwoziem. Klimatyzacyjna — dostarcza powietrze o odpowiednim ciśnieniu, temperaturze i wilgotności, w jej skład wchodzi: kondensator, odwad-

niacz, wymiennik ciepła i przewody doprowadzające powietrze do indywidualnych wylotów w kabine. Pneumatyczna instalacja przeciwbłodzeniowa — na noskach skrzydeł i usterzenia. Przednie szyby kabiny ogrzewane elektrycznie. Tlenowa — butle o łącznej pojemności 0,625 m<sup>3</sup> (standard), możliwość zamontowania zestawów butli o łącznej pojemności 1,39 m<sup>3</sup> lub 1,81 m<sup>3</sup>. Hydrauliczna — zasilia tylko hamulce kół.

**Wyposażenie.** Najczęściej spotykany komplet wyposażenia w wersjach pasażersko-dyspozycyjnych stanowią: radar meteorologiczny (AVQ-47 lub AVQ21), dwa komplety radiostacji ILS, VOR, transponder ATC, radiobusola, radiostacja korespondencyjna KF (zestaw King Golden Crown). Wersje specjalnego przeznaczenia mają odpowiednio bogatsze wyposażenie.

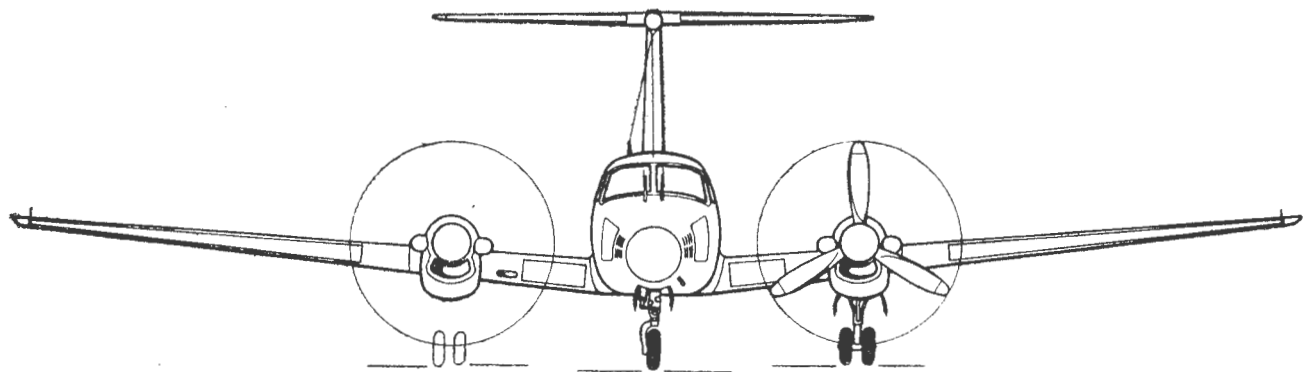
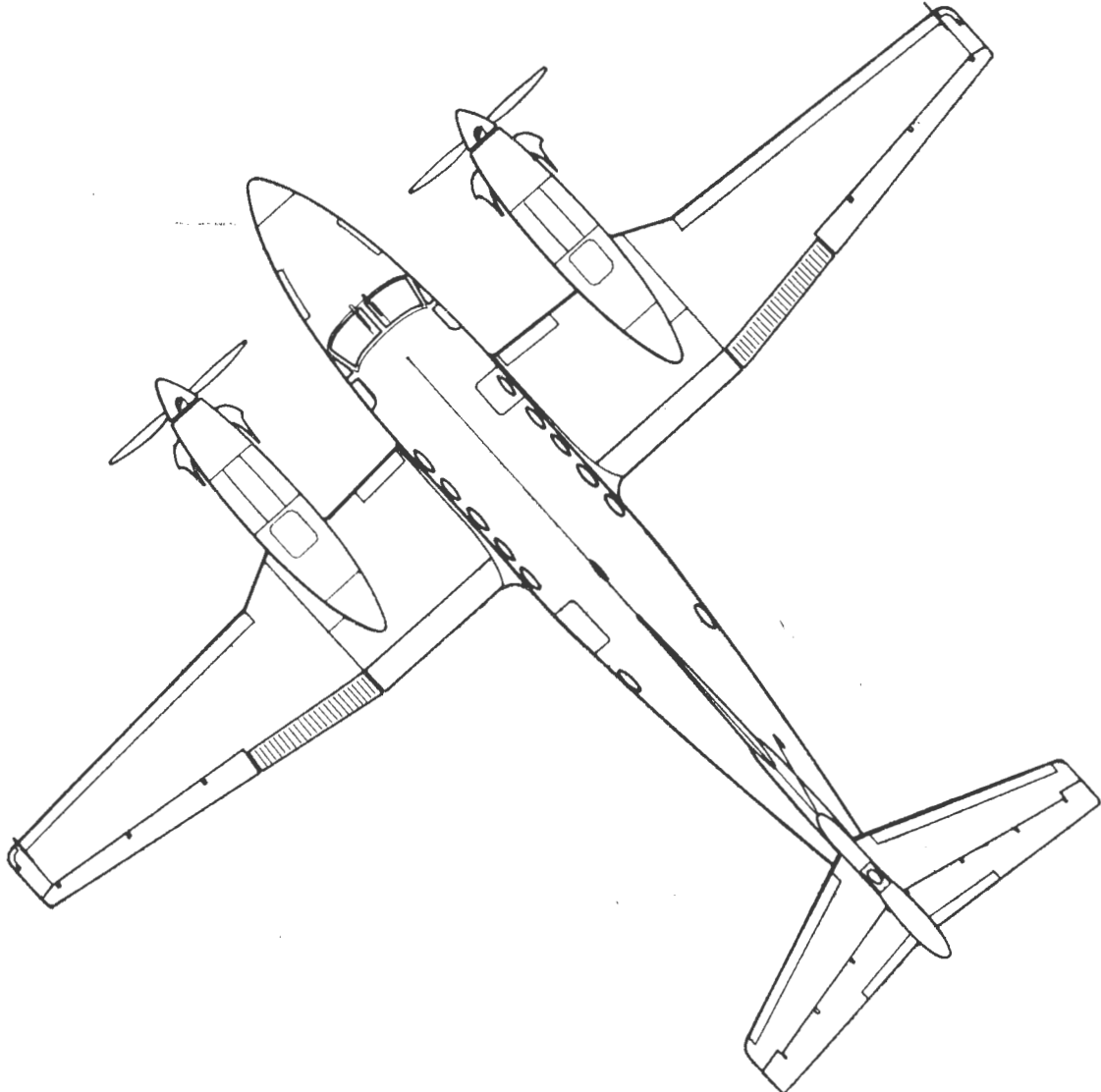
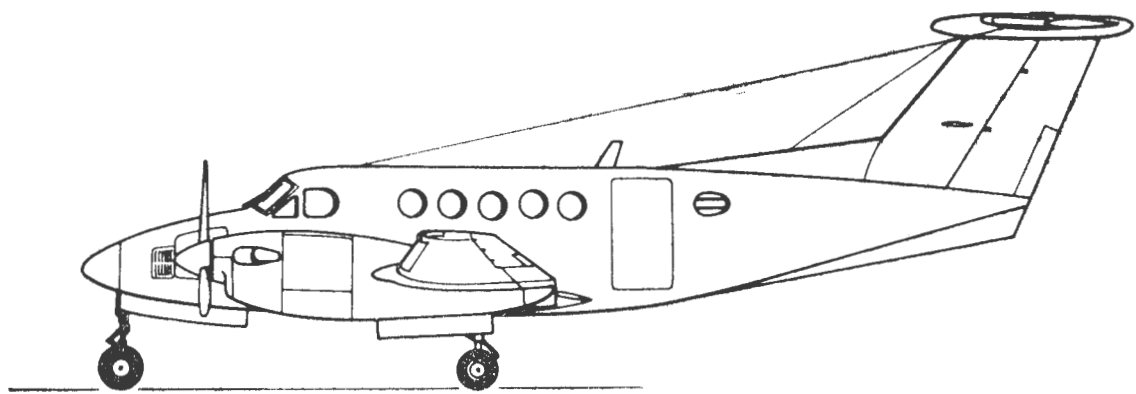
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Super King Air 200 oblatany w 1972 r. jest rozwinięciem wcześniejszych wersji King Air 100. Produkcja seryjna samolotu rozpoczęła się w 1973 r. Stopniowo opracowywano wersje różniące się wyposażeniem i napędem: wersję C-12A (1975 r.) przeznaczoną dla lotnictwa i armii USA, z silnikami PT6A-38, przystosowaną do szybkiej zamlany z pasażerskiej na transportową; RU-21J do rozpoznania radioelektronicznego; Super King Air 200T do obserwacji meteorologicznych i aerofotografii (z dwiema kamerami fotograficznymi Wild RC-10 Superwiołog) oraz Maritlme Monitor 200T do patrolowania, ratownictwa i obserwacji skażeń wód przybrzeżnych, wyposażoną w radar o dużym zasięgu, urządzenia pomiarowe, kamery fotograficzne i bezwładnościowy system nawigacyjny. Ostatnimi wersjami samolotu zainteresowane są kraje zmuszone do stałej kontroli zanieczyszczenia mórz.

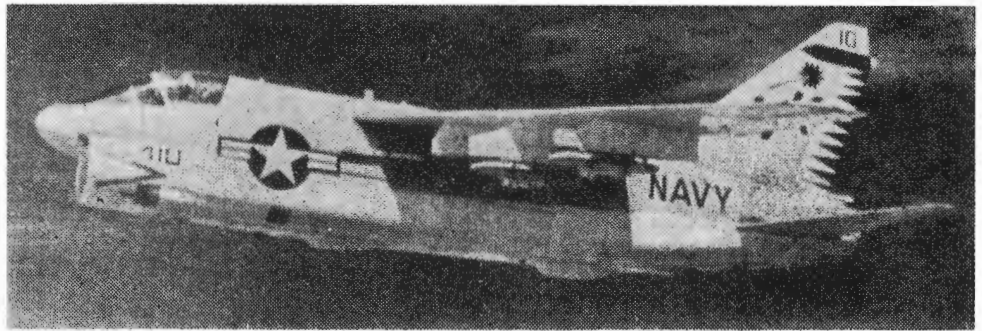
**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	16,61 m
Długość	13,36 m
Wysokość	4,52 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,61 m
Baza podwozia	4,56 m
Rostaw podwozia	5,23 m
Średnica śmigieł	2,50 m
Prześwit śmigieł	0,37 m
Wymiary drzwi wejściowych	1,31x0,68 m
Wymiary wejścia awaryjnego	0,66x0,50 m
Dług.xszer.xwys. wnętrza kabiny	6,71x1,37x1,45 m
Powierzchnia płata	28,15 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,67 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	4,17 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	3,46 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	1,40 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,52 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	1,79 m <sup>2</sup>
Pojemność kabiny	11,10 m <sup>3</sup>
Pojemność bagażnika	1,53 m <sup>3</sup>
Masa własna	3318 kg
Masa startowa maks.	5670 kg
Masa postojowa maks.	5710 kg
Masa maks. bez paliwa	4717 kg

Obciążenie powierzchni nośnej maks.	201,6 kg/m <sup>2</sup>
Maks. obciążenie mocy	4,47 kg/kW
Prędkość dopuszczalna nurk.	499 km/h (CAS)
Prędkość maks. pozioma (H=4570 m)	536 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H=7620 m)	515 km/h
Prędkość ekonomiczna (H=7620 m)	503 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez kłap)	183 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami)	139,5 km/h
Wznoszenie (H=0)	12,45 m/s
Wznoszenie na jednym silniku (H=0)	3,77 m/s
Pułap	ponad 9450 m
Pułap na jednym silniku	5835 m
Rozbieg	592 m
Rozbieg (klapy 40%)	566 m
Start na 15 m (klapy 40%)	786 m
Lądowanie z 15 m (z klapami, bez odwracania ciągu)	867 m
Lądowanie z 15 m (z odwróceniem ciągu)	632 m
Dobieg (z klapami, bez odwracania ciągu)	536 m
Dobieg (z odwróceniem ciągu)	341 m
Zasięg z uwzględnieniem startu, wznoszenia i kołowania, rezerwa 45 min)	
	moc pełna      moc ekonomiczna
H=5485 m	2204 km      2755 km
H=9450 m	3255 km      3497 km

T.M.





**Samolot myśliwsko-szturmowy**

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy, całkowicie metalowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

Płat. Obrys trapezowy z uskokiem na krawędzi natarcia, profil NACA 65A007, skos 35° w 25% cięciwy, wznios ujemny 5°, kąt zaklinowania 1°. Konstrukcja trzyczęściowa, wielodźwigarowa, półskorupowa, podziały w miejscach załamania krawędzi natarcia. Zewnętrzne części skrzydeł składane hydraulicznie ku górze do pionu. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia klapy noskowe — po dwa segmenty na każdym skrzydle. Wewnątrz kesonów skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe; składane zewnętrzne części skrzydeł połączone za pomocą specjalnego zawlasowego przepustu paliwowego. Na zewnętrznych częściach skrzydeł lotki i spoilery, na wewnętrznych — automatyczne klapy szczelinowe. Przed klapami niewielkie spoilery. Pod frotkową częścią płata sześć zaczepów do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, podłużnice i wręgi w dolnej części wzmocnione ze względu na znaczną liczbę odejmowanych pokryw. Struktura kadłuba ze stopów aluminium, na wręzy i okucia użyto stopów tytanu oraz stali. Laminatowy nosek kadłuba osłaniający radar jest odchylany na bok. Kabina pilota w pełni klimatyzowana. Fotel pilota wystrzeliwany (Escapac I-C2), umożliwiają bezpieczne opuszczenie kabiny przy prędkości 0÷1200 km/h na wys. 0÷15250 m. Kabina opancerzona płytami z kompozytu borowo-węglowego (wcześniej stosowano płyty stalowe grub. 9,5 mm i duralowe grub. 12,7 mm z przodu, z boków i z dołu). Osłona kabiny dwuczęściowa (wiatrochron i podnoszona ku tyłowi osłona), przednia szyba ze szkła pancernego grub. 31,8 mm. Tablica przyrządów wyposażona w ekran radarowy i projektor mapy oraz we wskaźniki ułatwiające śledzenie celu. Za kabiną, nad kanałem wlotowym, mieści się magazyn amunicyjny, pod nim (i pod kanałem) działko, odsunięte na lewą stronę kadłuba. Pod skrzydłami i kanałem wlotowym umieszczono aparaturę radioelektroniczną i zespoły instalacji. Z obu boków kanału wlotowego w kadłubie znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Pod kadłubem hamulec aerodynamiczny w kształcie litery T. Pod tylną częścią kadłuba wychylany hydraulicznie hak do chwytania lin hamujących. Na grzbiecie kadłuba nad skrzydłami może być umieszczone złącze do tankowania paliwa podczas lotu.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, skośne, obrysy trapezowe. Usterzenie pionowe ma skos krawędzi natarcia 44°28'. Ster kierunku może być wychylany do 24°30' podczas startu i lądowania i do 6° przy wyższych prędkościach lotu. Usterzenie poziome płytowe o wychyleniach 6°75' ku górze i 26°40' do dołu. Konstrukcja usterzenia półskorupowa. Na szczycie statecznika pionowego anteny urządzeń awioniki pokładowej.

Stworzenie. Przeniesienie napędów wzdłuż grzbietu kadłuba za pomocą układu popychaczy i dźwigni katowych. Napęd sterów, lotek, spoilerów, klap, klap noskowych i hamulców aerodynamicznych — hydrauliczny. Instalacja hydrauliczna napędzająca płyty usterzenia poziomego, ster kierunku i lotki składa się z trzech niezależnych obwodów. Instalacja napędzająca klapy — dwuobwodowa. W sterowaniu samolotem we wszystkich fazach lotu uczestniczą klapy noskowe i klapy szczelinowe na krawędzi

spływu. Sterowanie — przez układ automatyczny odciążający pilota.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnek w kadłubie. Podwozie główne piramidkowe, amortyzator w goleni, pojedyncze koła wyposażone w hydrauliczne tarczowe hamulce z urządzeniem przeciwoślizgowym, wymiary ogumienia 0,710×0,232 m. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie, jednogoleniowe z kołami bliźniaczymi, amortyzator w goleni, wymiary ogumienia 0,558×0,140 m. Uzupełnieniem podwozia jest sterowany hydraulicznie hak do chwytania lin hamujących. Podwozie jest konstrukcją adaptowaną z samolotu F-8 Crusader, wykorzystano je również w samolocie S-3A Viking.

Zespół napędowy. Dwuprzepływowy, dwuwładowy silnik Allison TF41-A-1 (licencyjny Rolls-Royce Spey 168-62) o ciągu startowym 6450 daN (6577 kG). Silnik osłonięty jest pancernem z laminatu borowo-węglowego.

Instalacje. Paliwowa — łączna pojemność integralnych zbiorników skrzydłowych i kadłubowych 5394 l, możliwość podwieszenia czterech zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 4542 l. Zbiorniki umieszczone w płotowcu są wypełnione pianką poliuretanową; rozwiązaniem takie zmniejsza niebezpieczeństwo pożaru i wybuchu paliwa. Część zbiorników kadłubowych ma dodatkowo pokrycia samouszczelniające się w przypadku pęknięcia. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, wieloobwodowa, obwody niezależne. Służą do napędu powierzchni sterowych, hamulca aerodynamicznego, chowania i wypuszczenia podwozia i haka, sterowania podwoziem przednim, otwierania osłony kabiny. Elektryczna — do zasilania odbiorników pokładowych, ruchu silnika i utrzymania stanu pogotowia bojowego. Tlenowa — butle z ciekłym tlenem.

Wyposażenie. System automatycznego sterowania, radiolokator AN/APQ-126, radar dopplerowski AN/APN-190, bezwładnościowy system nawigacyjny AN/ASN-90, radiowysokościomierz AN/APN-141, kalkulator nawigacyjny AN/ASN-91, projektor mapy AN/ASN-99, monitor AN/AXQ-7 (head-up-display) obrazujący w polu widzenia podstawowe parametry lotu i dane taktyczne, w wersji A-7E odbiornik-dekoder AN/ARA-63 przystosowany do współpracy z systemem lądowania C-Scan wchodzącym w skład wyposażenia lotniskowców, radiostacje korespondencyjne UKF. Samolot można przystosować do zadań zwładowczych, montując zestaw kamer za wnęką przedniego podwozia.

Uzbrojenie. Stale — umieszczone w kadłubie obrotowe sześciolufowe działko M61A1 Vulcan kal. 20 mm z zapasem 1000 naboju. Podwieszane — o łącznej masie do 6350 kg. Z boków kadłuba szyny do pocisków samonaprowadzających AIM-9 Sidewinder lub rakiet ZUNI (kal. 127 mm). Na sześciu zaczepach podskrzydłowych, wyposażonych w zamki MER i TER, mogą być zawieszane różne zestawy uzbrojenia i wyposażenia: dodatkowe zbiorniki paliwowe, rakiety powietrze-ziemia AGM-12B Bullpup, przeciwradarowe AGM-54 Shrike, AGM-62A Walleye i AGM-65A Maverick, bomby różnego typu i wagomiaru oraz zasobniki z aparaturą specjalnego przeznaczenia (rozpoznanie elektroniczne, zakłócenia). Zaczepy podskrzydłowe wyposażone we wciagarki elektryczne ułatwiające podwieszanie uzbrojenia.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot A-7 jest wynikiem rozwoju myśliwca F-8 Crusader, opracowanego jeszcze w latach pięćdziesiątych; zachowano identyczny układ i wykorzystano wiele gotowych elementów. Założeniem dla A-7 były: jak największy udźwig, duży zasięg taktyczny, kompleksowy zintegrowany system nawigacji i sterowania uzbrojeniem, duża niezawodność, dobre wskaźniki ekonomiki eksploatacji. Pierwszy prototyp oznaczony A-7A oblatano 27.09.1965 r. Wyprodukowano 199 samolotów tej wersji. Prototyp A-7B oblatano 6.02.1968 r., wyprodukowano 196 samolotów. W skład uzbrojenia samoloty weszły 4.11.1967 r. Wersje A-7A i A-7B uzbrojone były w dwa działka Mk 12 kal. 20 mm, napęd stanowiły silniki Pratt-Whitney TF30-P-6 (5040 daN) w A-7A i TF30-P-8 (5413 daN) w A-7B. Wersję A-7D oblatano 26.10.1968 r., a dwumiejscową A-7E — 25.11.1968 r. Pierwsze egzemplarze A-7E przemianowano na A-7C. Dostawy 459 seryjnych A-7D rozpoczęto 1.10.1969 r. Dla Grecji zbudowano 70 szt. dwumiejscowej wersji lądowej A-7H różniące się od A-7E brakiem złącza do tankowania w locie, 5 szt. odmiany szkolno-bojowej (dwumiejscowej) TA-7H. 65 egz. A-7A i A-7B przebudowano na dwumiejscowe samoloty szkolne pod oznaczeniem TA-7C. Opracowano także wersję rozpoznawczą oznaczoną RA-7E. Wersja szturmowa A-7K, będąca odmianą A-7D, oblatana w 1980 r., ma być w produkcji od 1981 r. Opracowano projekt wersji dwusilnikowej oznaczonej V-529D z silnikami General Electric F404-400 i powiększonymi zbiornikami paliwowymi w kadłubie. Do 1.01.1979 r. wyprodukowano 1477 samolotów Corsair II wszystkich wersji. Wchodzi one w skład sił powietrznych i morskich USA i Grecji. Nazwa samolotu nawiązuje do znanego myśliwca pokładowego Chance-Vought F4U-1 (2) Corsair z lat czterdziestych.

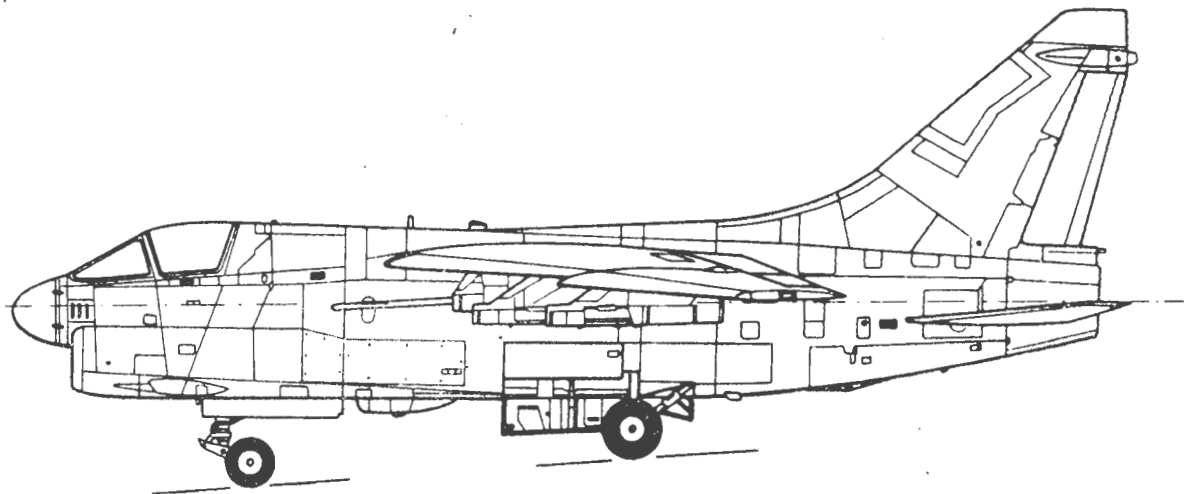
**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	11,80 m
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł	7,24 m
Đugiść	14,06 m
Wysokość	4,90 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,52 m
Rozstaw podwozia	2,90 m
Powierzchnia nośna	34,83 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,85 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	4,04 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap noskowych	4,53 m <sup>2</sup>
Powierzchnia spoilerów	0,43 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	10,33 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	1,40 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	5,24 m <sup>2</sup>

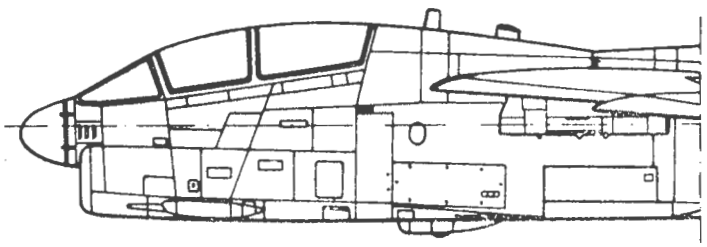
Powierzchnia hamulca aerodynamicznego	2,32 m <sup>2</sup>
Masa własna	8988 kg
Masa startowa norm.	13 537 kg
Masa startowa maks.	19 050 kg
Obciążenie powierzchni nośnej norm.	388,66 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	546,84 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu norm.	209,88 kg/kN
Obciążenie ciągu maks.	295,35 kg/kN
Prędkość maks. (H=0)	1123 km/h
Prędkość maks. (H=1525 m) (z uzbrojeniem podwieszonym)	1040 km/h

Prędkość maks. (H=1525 m) (po zrzuceniu uzbrojenia podwieszonego)	1065 km/h
Wznoszenie (H=0)	67,0 m/s
Pułap praktyczny	16 000 m
Zasięg bez zbiorników dodatkowych	1980 km
Zasięg maks.	4621 km
Zasięg taktyczny (z pobycem nad celem 20÷82 min)	190÷920 km
Rozbieg	1525 m
Zwrotność: promień zakrętu	1770 m
na wys. H=1525 m przy masie 13 047 kg, prędkości v=925 km/h, przeciążeniu 4 g, z raketami i wolnymi zaczepami uzbrojenia.	

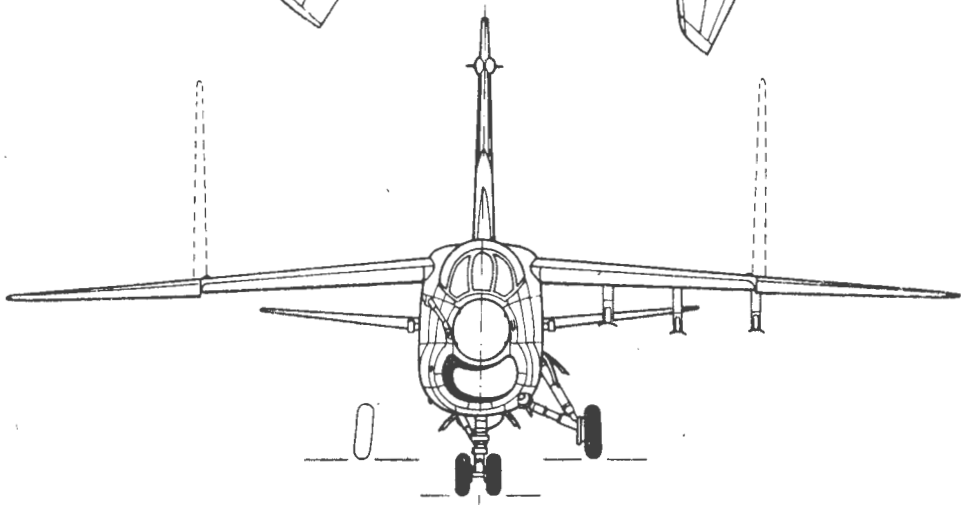
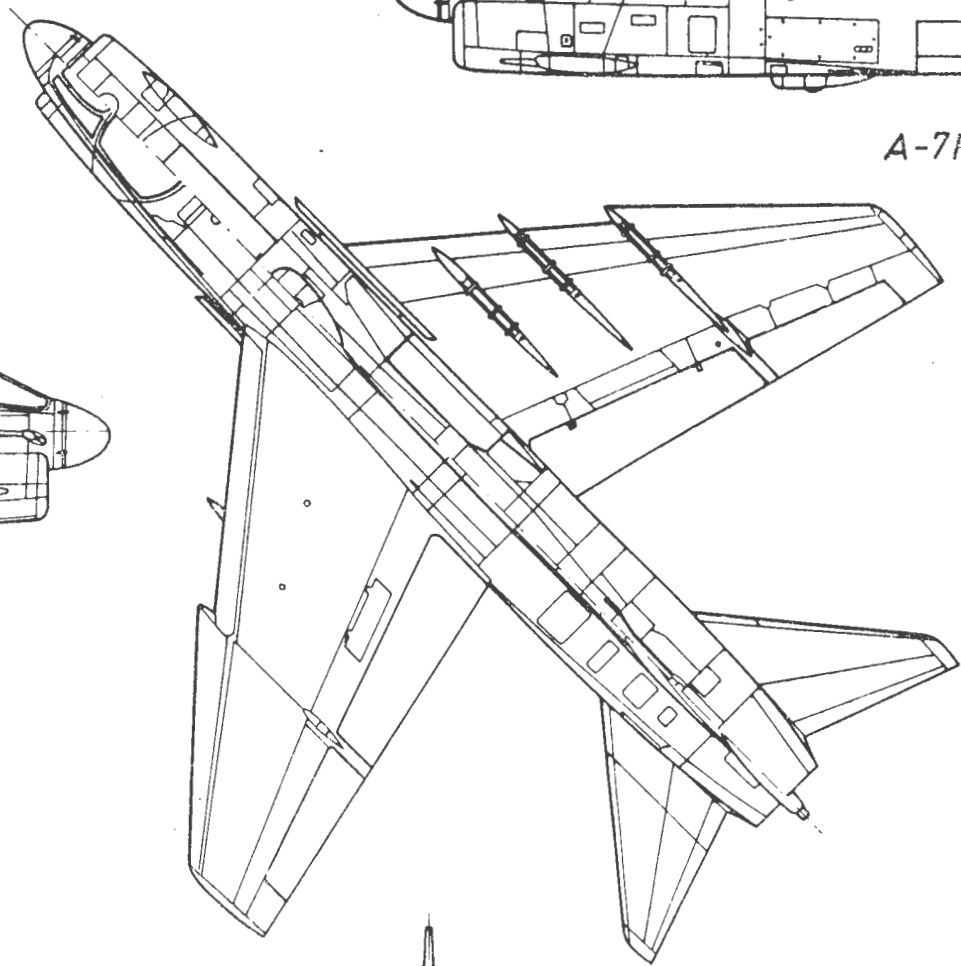
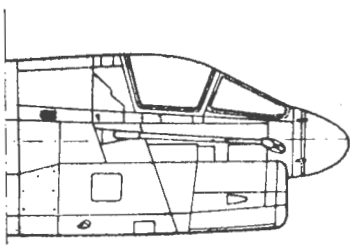
T.M.



A-7E



A-7H



**Samolot myśliwsko-szturmowy**

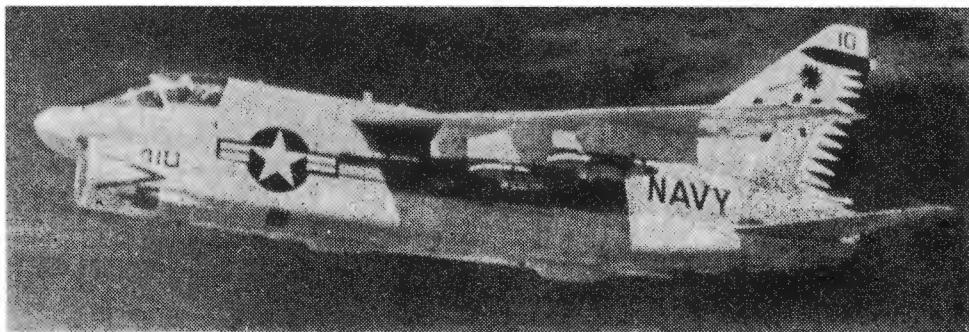
**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy, całkowicie metalowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

Płat. Obrys trapezowy z uskokiem na krawędzi natarcia, profil NACA 65A007, skos 35° w 25% cięciwy, wznios ujemny 5°, kąt zaklinowania 1°. Konstrukcja trzyczęściowa, wielodźwigarowa, półskorupowa, podziały w miejscach załamania krawędzi natarcia. Zewnętrzne części skrzydeł składane hydraulicznie ku górze do pionu. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia klapy noskowe — po dwa segmenty na każdym skrzydle. Wewnątrz kesonów skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe; składane zewnętrzne części skrzydeł połączone za pomocą specjalnego zawiasowego przepustu paliwowego. Na zewnętrznych częściach skrzydeł lotki i spoilery, na wewnętrznych — automatyczne klapy szczelinowe. Przed klapami niewielkie spoilery. Pod środkową częścią płata sześć zaczepów do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, podłużnicę i wręgi w dolnej części wzmacnione ze względu na znaczną liczbę odejmowanych pokryw. Struktura kadłuba ze stopów aluminiowych, na wręgi i okucia użyto stopów tytanu oraz stali. Laminatowy noszek kadłuba osłaniający radar jest odchylany na bok. Kabina pilota w pełni klimatyzowana. Fotel pilota wyrzeliwany (Escapac I-C2), umożliwia bezpieczne opuszczenie kabiny przy prędkości 0÷1200 km/h na wys. 0÷±15 250 m. Kabina opancerzona płytami z kompozytu borowo-węglowego (wcześniej stosowano płyty stalowe grub. 9,5 mm i duralowe grub. 12,7 mm z przodu, z boków i z dołu). Osłona kabiny dwuczęściowa (wlotochron i podnoszona ku tyłowi osłona), przednia szyba ze szkła pancernego grub. 31,8 mm. Tablica przyrządów wyposażona w ekran radarowy i projektor mapy oraz we wskaźniki ułatwiające śledzenie celu. Za kabiną, nad kanałem wlotowym, mieści się magazyn amunicyjny, pod nim (i pod kanałem) działo, odsunięte na lewą stronę kadłuba. Pod skrzydłami i kanałem wlotowym umieszczono aparaturę radioelektryczną i zespoły instalacji. Z obu boków kanału wlotowego w kadłubie znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Pod kadłubem hamulec aerodynamiczny w kształcie litery T. Pod tylną częścią kadłuba wychylany hydraulicznie hak do chwytania lin hamujących. Na grzbiecie kadłuba nad skrzydłami może być umieszczone złącze do tankowania paliwa podczas lotu.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, skośne, obrysy trapezowe. Usterzenie pionowe ma skos krawędzi natarcia 44°28'. Ster kierunku może być wychylany do 24°30' podczas startu i lądowania i do 6° przy wyższych prędkościach lotu. Usterzenie poziome płytowe o wychyleniach 6°75' ku górze i 26°40' do dołu. Konstrukcja usterzenia półskorupowa. Na szczytce statecznika pionowego anteny urządzeń awioniki pokładowej.

Sterowanie. Przeniesienie napędów wzdłuż grzbietu kadłuba za pomocą układu popychaczy i dźwigni katowych. Napęd sterów, lotek, spoilerów, klap, klap noskowych i hamulców aerodynamicznych — hydrauliczny. Instalacja hydrauliczna napędzająca płyty usterzenia poziomego, ster kierunku i lotki składa się z trzech niezależnych obwodów. Instalacja napędzająca klapy — dwuobwodowa. W sterowaniu samolotem we wszystkich fazach lotu uczestniczą klapy noskowe i klapy szczelinowe na krawędzi



splywu. Sterowanie — przez układ automatyczny odciążający pilota.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnek w kadłubie. Podwozie główne piramidkowe, amortyzator w goleni, pojedyncze koła wyposażone w hydrauliczne tarczowe hamulce z urządzeniem przeciwpółślizgowym, wymiary ogumienia 0,710×0,232 m. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie, jednogoleniowe z kołami bliźniaczymi, amortyzator w goleni, wymiary ogumienia 0,558×0,140 m. Uzupelnieniem podwozia jest sterowany hydraulicznie hak do chwytania lin hamujących. Podwozie jest konstrukcją adaptowaną z samolotu F-8 Crusader, wykorzystano je również w samolocie S-3A Viking.

Zespół napędowy. Dwuprzepływowy, dwuwałowy silnik Allison TF41-A-1 (licencyjny Rolls-Royce Spey 168-62) o ciągu startowym 6450 daN (6577 kG). Silnik osłonięty jest pancierzem z laminatu borowo-węglowego.

Instalacje. Paliwowa — łączna pojemność integralnych zbiorników skrzydłowych i kadłubowych 5394 l, możliwość podwieszenia czterech zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 4542 l. Zbiorniki umieszczone w płatowcu są wypełnione pianką poliuretanową; rozwiązanie takie zmniejsza niebezpieczeństwo pożaru i wybuchu paliwa. Część zbiorników kadłubowych ma dodatkowo pokrycia samoszczelniające się w przypadku przebicia. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, wieloobwodowa, obwody niezależne. Służą do napędu powierzchni sterowych, hamulca aerodynamicznego, chowania i wypuszczania podwozia i haka, sterowania podwoziem przednim, otwierania osłony kabiny. Elektryczna — do zasilania odbiorników pokładowych, rozruchu silnika i utrzymania stanu pogotowia bojowego. Tlenowa — butle z ciekłym tlenem.

Wyposażenie. System automatycznego sterowania, radiolokator AN/APQ-126, radar dopplerowski AN/APN-190, bezwładnościowy system nawigacyjny AN/ASN-90, radiowysokościomierz AN/APN-141, kalkulator nawigacyjny AN/ASN-91, projektor mapy AN/ASN-99, monitor AN/AHQ-7 (head-up-display) obrazujący w polu widzenia podstawowe parametry lotu i dane taktyczne, w wersji A-7E odbiornik-dekoder AN/ARA-63 przystosowany do współpracy z systemem lądowania C-Scan wchodzącym w skład wyposażenia lotniskowców, radiostacje korespondencyjne UKF. Samolot można przystosować do zadań zwładowczych, montując zestaw kamer za wnęką przedniego podwozia.

Uzbrojenie. Stałe — umieszczone w kadłubie obrotowe sześciolufowe działo M61A1 Vulcan kal. 20 mm z zapasem 1000 naboje. Podwieszane — o łącznej masie do 6350 kg. Z boków kadłuba szyny do podskoków samonaprowadzających AIM-9 Sidewinder lub rakiet ZUNI (kal. 127 mm). Na sześciu zaczepach podskrzydłowych, wyposażonych w zamki MER i TER, mogą być zawieszane różne zestawy uzbrojenia i wyposażenia: dodatkowe zbiorniki paliwowe, rakiety powietrze-ziemia AGM-12B Bullpup, przeciwradarowe AGM-54 Shrike, AGM-62A Walleye i AGM-65A Maverick, bomby różnego typu i wagiomiaru oraz zasobniki z aparaturą specjalnego oznaczenia (rozpoznanie elektroniczne, zakłócenia). Zaczepy podskrzydłowe wyposażone we wclagarki elektryczne ułatwiające podwieszanie uzbrojenia.

**ROZWOJÓW KONSTRUKCJI.** Samolot A-7 jest wynikiem rozwoju myśliwca F-8 Crusader, opracowanego jeszcze w latach pięćdziesiątych; zachowano identyczny układ i wykorzystano wiele gotowych elementów. Założeniem dla A-7 były: jak największy udźwieg, duży zasięg taktyczny, kompleksowy zintegrowany system nawigacji i sterowania uzbrojeniem, duża niezawodność, dobre wskaźniki ekonomiki eksploatacji. Pierwszy prototyp oznaczony A-7A oblatano 27.09.1965 r. Wyprodukowano 199 samolotów tej wersji. Prototyp A-7B oblatano 6.02.1968 r., wyprodukowano 196 samolotów. W skład uzbrojenia samoloty weszły 4.11.1967 r. Wersje A-7A i A-7B uzbrojone były w dwa działka Mk 12 kal. 20 mm, napęd stanowiły silniki Pratt-Whitney TF30-P-6 (5040 daN) w A-7A i TF30-P-8 (5413 daN) w A-7B. Wersję A-7D oblatano 26.10.1968 r., a dwumiejscową A-7E — 25.11.1968 r. Pierwsze egzemplarze A-7E przemianowano na A-7C. Dostawy 459 seryjnych A-7D rozpoczęto 1.10.1969 r. Dla Grecji zbudowano 70 szt. dwumiejscowej wersji lądowej A-7H różniące się od A-7E brakiem złącza do tankowania w locie, 5 szt. odmianny szkolno-bojowej (dwumiejscowej) TA-7H. 65 egz. A-7A i A-7B przebudowano na dwumiejscowe samoloty szkolne pod oznaczeniem TA-7C. Opracowano także wersję rozpoznawczą oznaczoną RA-7E. Wersja szturmowa A-7K, będąca odmianą A-7D, oblatana w 1980 r., ma być w produkcji od 1981 r. Opracowano projekt wersji dwusilnikowej oznaczonej V-529D z silnikami General Electric F404-400 i powiększonymi zbiornikami paliwowymi w kadłubie. Do 1.01.1979 r. wyprodukowano 1477 samolotów Corsair II wszystkich wersji. Wchodzi one w skład sił powietrznych i morskich USA i Grecji. Nazwa samolotu nawiązuje do znanego myśliwca pokładowego Chance-Vought F4U-1 (2) Corsair z lat czterdziestych.

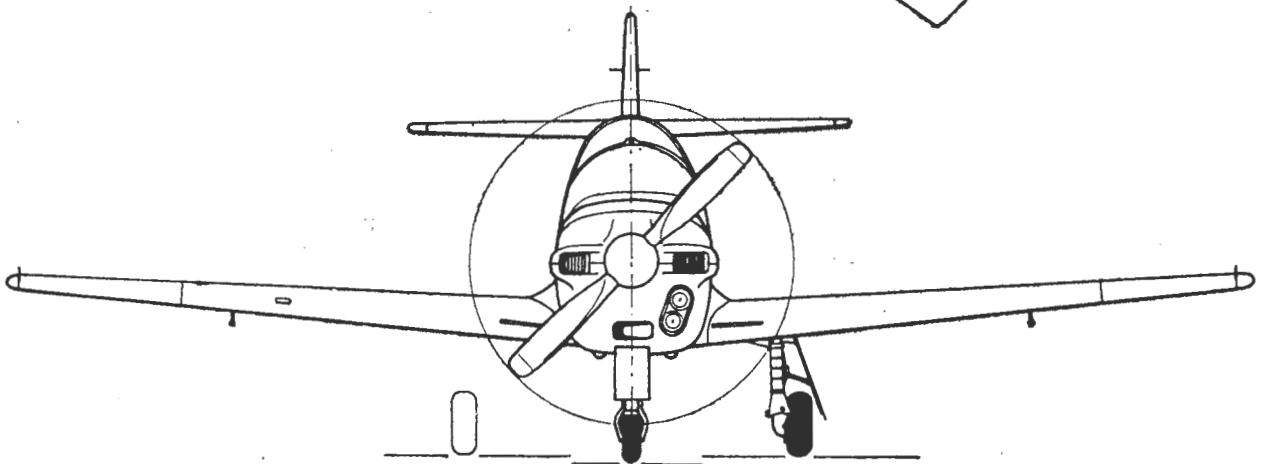
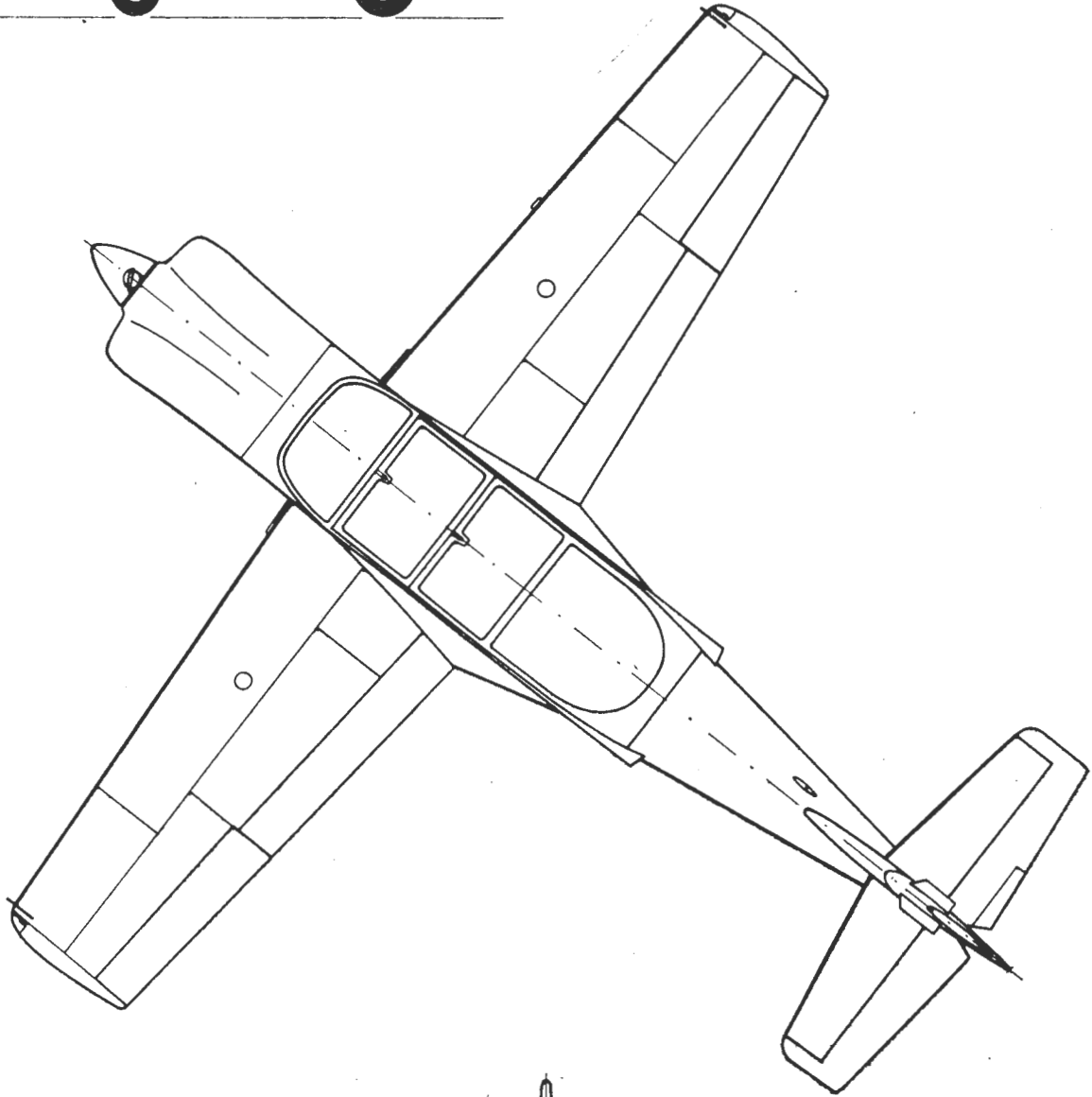
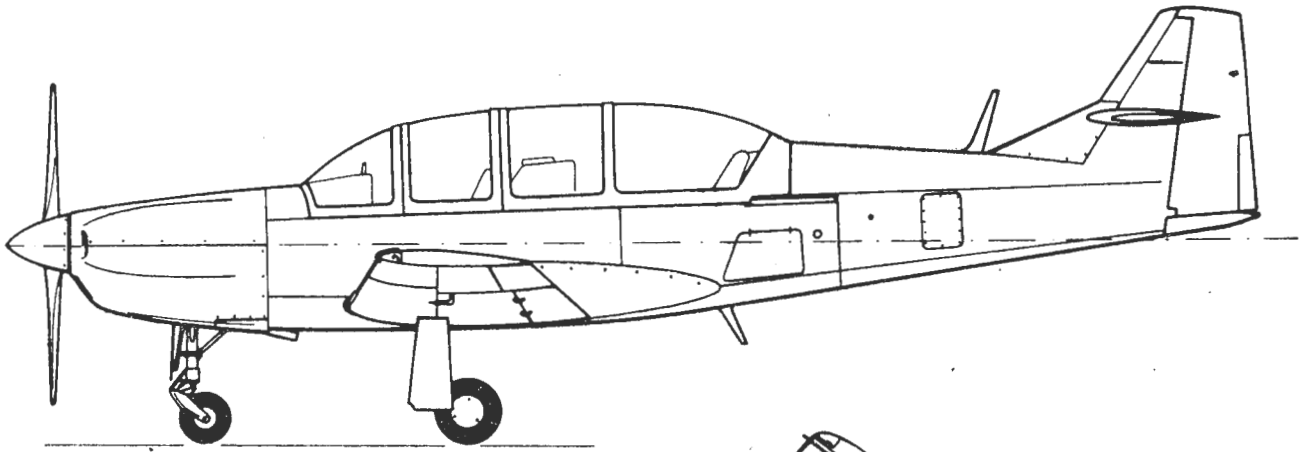
**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	11,80 m
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł	7,24 m
Długość	14,06 m
Wysokość	4,90 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,52 m
Rozstaw podwozia	2,90 m
Powierzchnia nośna	34,83 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,85 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	4,04 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap noskowych	4,53 m <sup>2</sup>
Powierzchnia spoilerów	0,43 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	10,33 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	1,40 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	5,24 m <sup>2</sup>

Powierzchnia hamulca aerodynamicznego	2,32 m <sup>2</sup>
Masa własna	8988 kg
Masa startowa norm.	13 537 kg
Masa startowa maks.	19 050 kg
Obciążenie powierzchni nośnej norm.	388,66 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	546,84 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu norm.	209,88 kg/kN
Obciążenie ciągu maks.	295,35 kg/kN
Prędkość maks. (H=0)	1123 km/h
Prędkość maks. (H=1525 m)	
(z uzbrojeniem podwieszonym)	1040 km/h

Prędkość maks. (H=1525 m) (po zrzuceniu uzbrojenia podwieszonoego)	1065 km/h
Wznoszenie (H=0)	67,0 m/s
Pułap praktyczny	16 000 m
Zasięg bez zbiorników dodatkowych	1980 km
Zasięg maks.	4621 km
Zasięg taktyczny (z pobylem nad celem 20÷82 min)	190÷920 km
Rozbieg	1525 m
Zwrotność: promień zakrętu	1770 m
na wys. H=1525 m przy masie 13 047 kg, prędkości v=925 km/h, przeciążeniu 4 g, z rakietami i wolnymi zaczepami uzbrojenia.	

T.M.





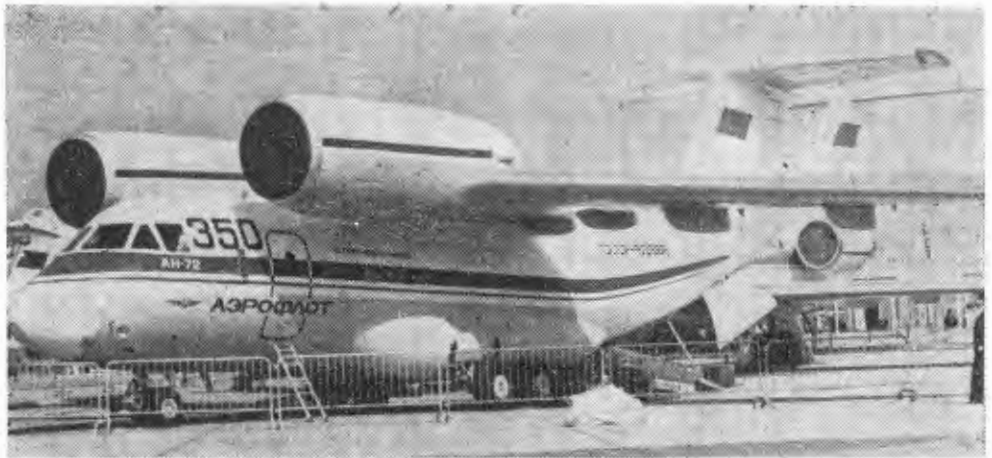
Samolot transportowy średniego udźwigu o krótkim starcie i lądowaniu

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, dwusilnikowy grzbietopłat.

Plat. Obrys trapezowy, skos krawędzi natarcia 17°, krawędź spływu prosta, prostopadła do osi samolotu, wznios ujemny. Konstrukcja trójdzielna, półskorupowa wielodźwigarowa. Środkowa część nad kadłubem nie zmniejsza pojemności ładowni. Integralne zbiorniki paliwowe w kesonach zewnętrznych części skrzydeł. Na grzbiecie części środkowej przy kadłubie gondole silnikowe. Pokrycia skrzydeł, klap i spoilerów w strefie oddziaływania gorących gazów wylotowych z silników wykonane są ze stopu tytanowego. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia umieszczone są ogrzewane sloty (po dwa segmenty na każdym skrzydle). Klapy, zajmujące 63% rozpiętości skrzydła, złożone są z czterech segmentów: segmenty przykadłubowe są dwuszczelinowe, pozostałe — trójszczelinowe. Przed klapami umieszczone są spoilerzy (po pięć segmentów na każdym skrzydle). Lotki zajmują 23% rozpiętości. Umieszczenie zespołów napędowych przed skrzydłem i na grzbiecie jego profilu umożliwia uzyskanie znacznego przyrostu siły nośnej i sterowanie kierunkiem wektora ciągu wskutek wykorzystania efektu Coandy.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa, metalowa. Przednia część kadłuba mieści radar osłonięty laminatową owiewką, wnękę podwozia przedniego, dwumiejscową kabinę załogi oraz przedziały wyposażenia i instalacji pokładowych. Oszklenie kabiny pilotów ogrzewane, przednie szyby wyposażone w wycieraczki. Wnętrze kabiny pilotów zaprojektowane tak, że w polu ich widzenia znajdują się tylko niezbędniejsze przyrządy pilotażowe i kontrolne oraz główny sygnalizator świetlny, sygnalizujący konieczność zwrócenia uwagi na konkretny przyrząd lub grupę przyrządów znajdujących się poza polem widzenia. Zastosowanie komputera pokładowego i automatycznego systemu sterowania umożliwia wykonanie całego lotu po zadanej trasie i zniżanie do wysokości 30 m (gdy sterowanie przejmują piloci) bez udziału załogi, w sposób optymalny, oszczędzający paliwo i czas. Za kabiną pilotów znajdują się przedziały wyposażenia i instalacji, dostępne z wnętrza kadłuba po otwarciu laminatowych pokryw. Ładownia samolotu jest klimatyzowana, a w razie potrzeby może być chłodzona. Wytrzymałość podłogi umożliwia przewóz pojazdów i ładunków w postaci mas skupionych. Pod sufitem ładowni znajduje się suwnica ułatwiająca transport ładunków. Wzdłuż obu burt ładowni rozmieszczone są 32 składane siedzenia. Wnętrze ładowni wyposażone jest w uchwyty i zaczepy do unieruchamiania ładunku za pomocą pasów i siatek, które w stanie złożonym przechowywane są w schowkach na bokach ładowni. Wnętrze ładowni może być przystosowane do transportu 24 chorych na noszach. Wejście do ładowni i kabiny załogi przez drzwi z lewej strony przedniej części kadłuba. Załadowywanie samolotu odbywa się przez luk tylny zamknięty rampą wjazdową i dwiema laminatowymi pokrywami otwieranymi na boki.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Kąt zaklinowania statecznika poziomego zmienny. Stateczniki konstrukcji metalowej, półskorupowej, wielodźwigarowe. Stery wysokości wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie, wyposażone w klapyki wyważające. Ster kierunku dzielony, złożony z



trzech segmentów: pierwszy zawieszony na stateczniku, a dwa pozostałe, umieszczone jeden nad drugim, zawieszony na segmencie przednim. Podczas normalnego lotu używany jest tylko dolny tylny segment (wyposażony w klapkę wyważającą). Obie sekcje tylne są używane podczas lotu z małą prędkością, natomiast sekcja przednia jest uruchamiana automatycznie w chwili pojawienia się asymetrii ciągu. Noski usterzeń wyposażone w instalację przeciwbloedzeniową.

Podwozie. Wielozespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol bocznych. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, amortyzator w goleni. Podwozie główne składa się z dwóch par niezależnych zespołów jednokołowych na amortyzowanych goleniach. Koła podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wnęki podwozia, po jego wypuszczeniu, są ponownie zamknięte pokrywami, co zapobiega gromadzeniu się w nich błota i śniegu. Wszystkie koła zawieszono wahaczowo. Podwozie samolotu jest specjalnie projektowane do eksploatacji na lotniskach gruntowych.

Zespół napędowy. Dwa silniki dwuprzepływowe Łotariew D-36 o ciągu 6470 daN (6600 kG) i stosunku natężeń przepływu 5:1. Silniki w gondolach przy kadłubie, nad profilem skrzydła, znacznie wysunięte do przodu. Ma to na celu przede wszystkim wykorzystanie gazów wylotowych do nadmuchu klap z wykorzystaniem efektu Coandy, zabezpiecza też silniki przed dostawaniem się do wlotów zanieczyszczeń unoszonych z ziemi lub wyrzuconych spod kół podwozia. Umieszczenie silników blisko kadłuba powoduje, że ewentualna asymetria rozkładu siły nośnej i ciągu w przypadku przerwania pracy jednego z nich jest możliwa do zrównoważenia za pomocą lotek oraz automatycznie wówczas uruchamianych: spoilerów i steru kierunku. Silniki położone są na długich belkach wybudowanych ze skrzydła. Tylna część gondol silnikowych jest rozpiaszczona w celu poszerzenia strefy wpływu gazów wylotowych. Pierścienie wlotów silników ogrzewane. W tylnych częściach gondol znajdują się sterowane hydraulicznie odwracacze ciągu typu łopatkowego. Efektem ich działania jest

nie tylko hamowanie ciągiem, lecz także dociśnięcie samolotu do podłoża, co poprawia skuteczność hamulców kół. Możliwe jest także cofanie samolotu. Osprzęt silnikowy, pompy i automatyka są usytuowane w dolnej części gondol. Dla obsługi silników, w samolocie przewożona jest składana drabinka. Samolot wyposażony jest także w turbinyowy zespół pomocniczy uniezależniający go od lotniskowych źródeł energii (dostarcza on energię do wszystkich instalacji samolotu i umożliwia rozruch silników).

Wyposażenie. Dwa zestawy przyrządów pilotażowych i kontrolnych, sygnalizatory i zblokowane wskaźniki działania układów. Radar dopplerowski nawigacyjny i radar meteorologiczny, pełne wyposażenie do lotów w najtrudniejszych warunkach meteorologicznych. Centralny komputer pokładowy i automatyczny system sterowania lotem.

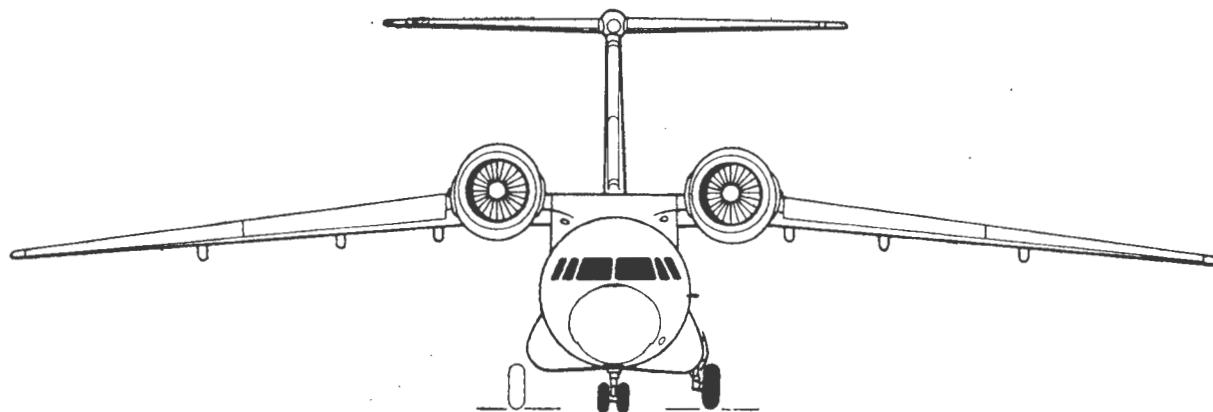
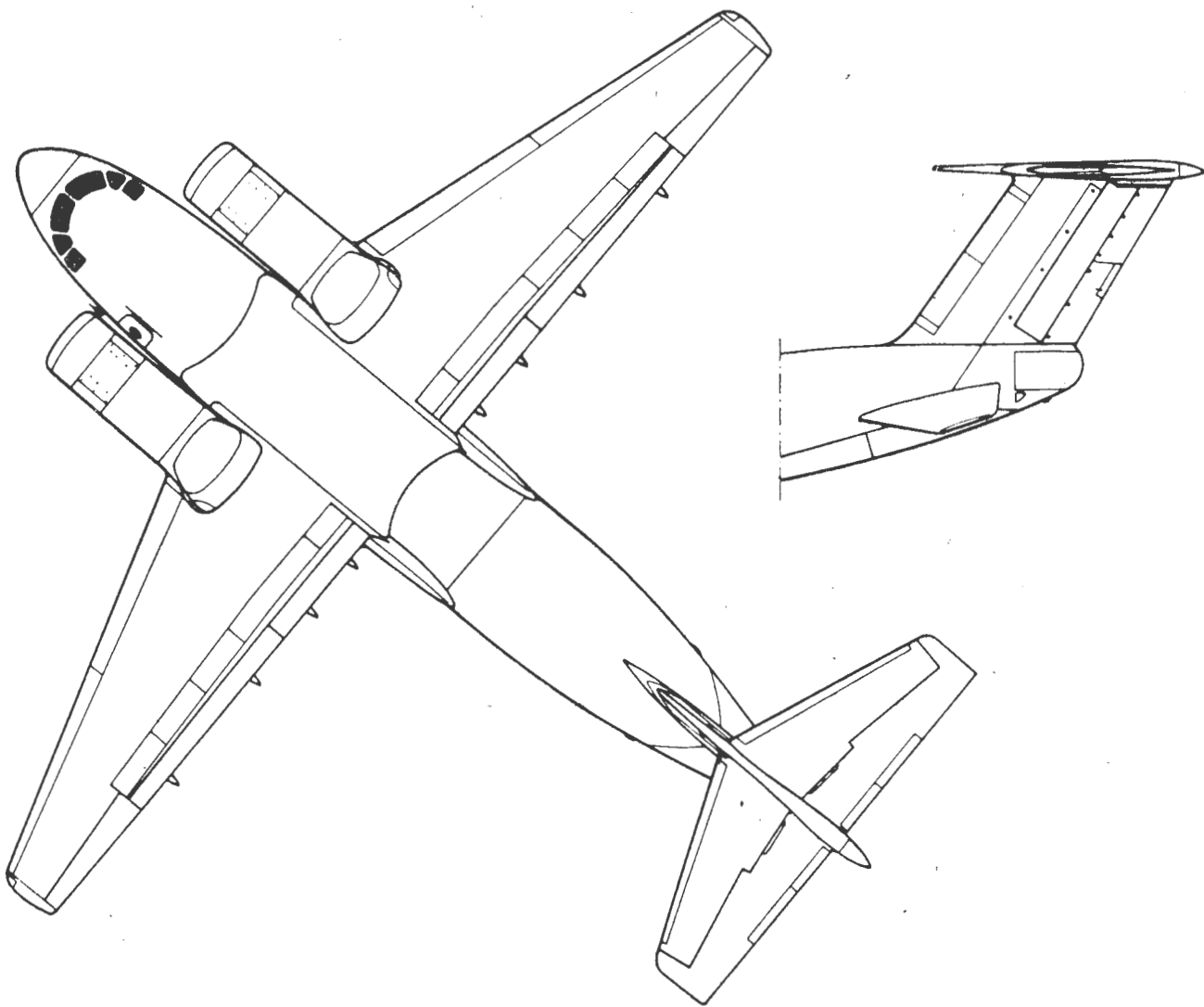
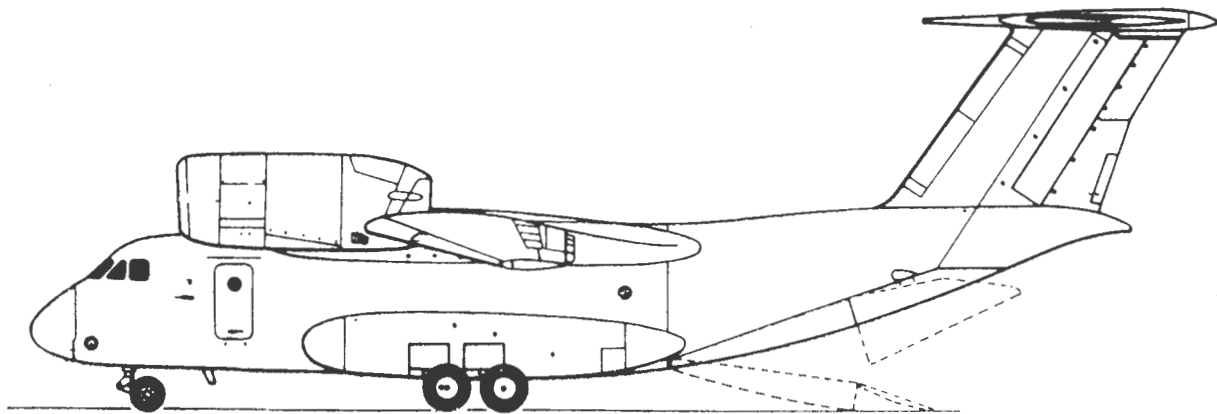
Instalacje. Elektryczna — zasila wyposażenie, aparaturę pokładową, oświetlenie i silniki suwnicy w ładowni; hydrauliczna — służy do chowania i wypuszczenia podwozia, klap, lotek, slotów, otwierania rampy wjazdowej i luków oraz przestawiania statecznika poziomego; przeciwbloedzeniowa — ogrzewa noski skrzydeł i stateczników, pierścienie wlotów silników i przednie szyby kabiny; klimatyzacyjna — utrzymuje właściwą temperaturę, ciśnienie i wilgotność w pomieszczeniach kadłuba samolotu; paliwowa — zbiorniki integralne w kesonach zewnętrznych części skrzydeł, pompy i automatyka na silnikach.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** An-72 konstrukcji biura Olega Antonowa został oblatany w 1977 r., a w 1978 r. opublikowano pierwsze informacje na jego temat. W 1979 r. jeden z samolotów pierwszej serii zdemontowano na Salonie Paryskim (w porównaniu z prototypami miał on przedłużony kadłub). Jest to pierwszy samolot transportowy Antonowa o napędzie odrzutowym. Przewidywania co do właściwości pilotażowych i osiągniętych zostały w pełni potwierdzone intensywnymi próbami — szczególnie możliwość operowania z nie przygotowanych lotnisk gruntowych, na których przeprowadzono większość prób. Przewidywana liczba lądowań — 30 000.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	25,6 m
Długość	26,58 m
Wysokość	8,24 m
Dług., szer. i wys. ładowni	9×2,1×2,2 m
Powierzchnia nośna	ok. 90 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	7,4
Masa startowa maks.	30 500 kg
Masa startowa (dla startu z pasa 1000 m)	28 500 kg
Ładunek maks.	7500 kg
Ładunek maks. (STOL)	3500 kg
Obciążenie powierzchni maks.	330 kg/m <sup>2</sup>

Obciążenie ciągu maks.	235,7 kg/kN
Stosunek ciągu do masy maks.	0,42
Prędkość przelotowa maks.	720 km/h
Prędkość oderwania	180 km/h
Prędkość lądowania	165 km/h
Pułap praktyczny	11 000 m
Rozbieg	400÷450 m
Długość startu przy maks. masie	1200 m
Dobieg	350÷400 m
Wymagana min. długość pasa startowego	1000 m
Zasięg maks.	3200 km
Zasięg z maks. ładunkiem	1000 km
	T.M.



# Certyfikacja samolotów wg FAR 23

Certyfikacja samolotów budowanych w Polsce wg przepisów amerykańskich FAR postawiła licznych pracowników przemysłu lotniczego przed koniecznością szybkiego zapoznania się z tymi przepisami i korzystania z nich na co dzień.

Z wielu względów nie jest to łatwe, toteż wydaje się celowe publikowanie różnych dostępnych materiałów informacyjnych, ułatwiających korzystanie ze wspomnianych przepisów.

Jednym z takich materiałów jest przytoczone niżej zestawienie wymagań dotyczących instrukcji, oznaczeń i ta-

bliczek. Jest ono przeznaczone dla konstruktorów, którzy powinni mieć możliwość szybkiego i kompletnego zapoznania się z wymaganiami przepisów w tym zakresie.

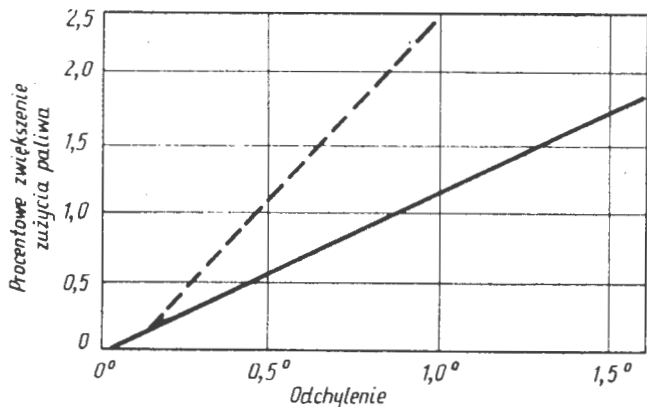
Należy jednak zastrzec, że:

— zestawienie niniejsze nie stanowi tłumaczenia przepisów, podaje tylko wskazówki, gdzie szukać ścisłych wymagań; tekst wymagań podany jest skrótowo tak jednak, aby umożliwić zorientowanie się w temacie, nie ma natomiast zastępować samego przepisu,

— tekst został opracowany wg materiałów z 1972 r., toteż nie zawiera wymagań wprowadzonych później.

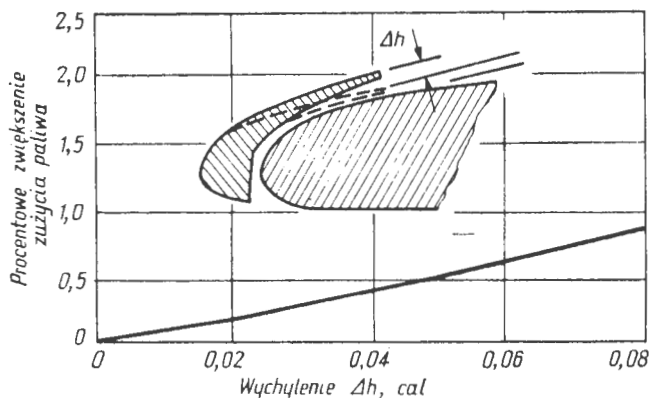
Wymagane w punkcie	Punkty związane z tematem	Temat lub treść wymagania	Samoloty do 6000 lb (2721 kg)			Samoloty pow. 6000 lb (2721 kg)		
			Instrukcja	Oznaczenie	Tabliczka	Instrukcja	Oznaczenie	Tabliczka
1	2	3	4	5	6	7	8	9
23.25 (a) (2)	23.29	masa pasażera poniżej 170 lb (77 kg) w kat. NORMAL lub 190 lb (86,2 kg) w kat. UTILITY lub ACRO			x			x
23.31 (b)	23.1557 (a)	umieszczenie zdejmowanego balastu	x	x		x	x	
23.51 (a)		ograniczenia w postaci wymagania balastu i ograniczenia ciążrowe			x			x
23.75 (a)		osiągi przy starcie				x		
23.671 (b)	23.679 <sup>1)</sup>	osiągi przy lądowaniu				x		
23.677 (a)		identyfikacja organów sterowania		x			x	
23.685 (d)		kierunek i położenie sterowania trymerem		x			x	
23.777 (a)		identyfikacja elementów układu sterowania		x			x	
23.785 (d)		identyfikacja sterownic w kabinie		x			x	
23.807 (b) (3)		fotele w kat. UTILITY i ACRO nie pozwalające na korzystanie z nalożonym spadochronem			x			x
23.861 (g)		umieszczenie i użycie wyjść awaryjnych (odnoszą się tu też tabliczki wg 23.1557 (d))		x			x	
23.853 (c)		ostrzeżenie, że maksymalna różnica ciśnień w kabinie ciśnieniowej lub obciążenia przy lądowaniu przekraczają granice dopuszczalne			x			x
23.100 (g)		zakaz palenia w kabinie załogi, jeżeli istnieje konfiguracja, niekorzystne dla awaryjnego wylewania paliwa, jeżeli istnieją			x			x
23.1013 (e)	23.1557 (c)	połączenie wlewu cieczy chłodzącej			x			x
23.1141 (a)	23.777 (a)	wlewy paliwa i oleju		x			x	
23.1301 (a) (2)	23.1555 (a), (b)	oznaczenie organów sterowania zespołem napędowym		x			x	
23.1329 (c)		identyfikacja organów sterowania w kabinie		x			x	
23.1337 (b)		sposób działania organów sterowania w kabinie		x			x	
23.1357 (d)	23.963 (c)	oznakowanie zasadniczych przyrządów określające ich przeznaczenie, działanie i ograniczenia		x	?)		x	?
23.1501		kierunek ruchu dla włączenia autopilota		x			x	
23.1541 (a), (b)	23.1505 + 1527 23.1441 + 1589 23.1545 + 23.1567	oznaczenie ilości paliwa w funtach lub galonach		x			x	
23.1541 (c)		oznaczenie wyłączników co do sposobu działania i obwodów włączających		x	?		x	?
23.5143		ustalenie i udostępnienie ograniczeń eksploatacyjnych i informacji		x			x	
23.1545(a),(b),(c)		charakterystyki oznaczeń i tabliczek	x	x		x	x	
		oznaczenia i tabliczki związane z ograniczeniami danego typu samolotu		x	x		x	x
		dla samolotów rejestrowanych w wielu kategoriach — wymaganie wybrania jednej podstawowej kat. dla tabliczek i ograniczeń	x	x	x	x	x	x
		ustawienie i widoczność oznaczeń przyrządów		x			x	
		wymaganie oznaczenia prędkościomierza w CAS (Calibrated Airspeed)		x			x	
		1) czerwona linia promieniowa dla VNE						
		2) żółty łuk dla prędkości z ograniczeniami						
		3) zielony łuk od V <sub>S1</sub> do V <sub>NO</sub>						
		4) biały łuk od V <sub>SO</sub> do F <sub>IC</sub>						
		5) niebieska linia promieniowa dla V <sub>y</sub> z jednym silnikiem nie pracującym						
		6) czerwona linia promieniowa dla V <sub>MO</sub> z jednym silnikiem nie pracującym						
		7) oznaczeń zmiany VNE i VNO z wysokością						
	23.1505 (b)	ustalenie VNO						
	23.511	ustalenie VFE						
23.1545 (d)		jeżeli to dotyczy danego samolotu — wymaga ustalenia maksymalnej dopuszczalnej prędkości, uwzględniającej zmianę VNO/MMO z wysokością, albo ograniczeń związanych z efektem ściśliwości, albo naniesienia czerwonej linii promieniowej dla najniższych VMO/MMO dla maksymalnej wysokości		x			x	
	23.2505 (c)	ustalenie VMO/MMO						
	23.5511	ustalenie VFE						
23.1547	23.1327	wurunki dla magnetycznego wskaźnika kursu i skalowanie tegoż przyrządy silnikowe						
23.2549		1) czerwona linia promieniowa — maksymalne i minimalne ograniczenia eksploatacyjne						
		2) zielony łuk — zakres normalny						
		3) żółty łuk — zakres wymagający ostrożności						
		4) czerwony łuk — zakres ograniczony ze względu na drgania						
23.1551		znakowanie wskaźnika oleju		x			x	
23.1553		czerwony łuk od zera do najniższego osiągalnego odczytu paliwomierza w locie		x			x	
23.1555		dotyczy sterowań w kabinie; wymaga: — kolejności umieszczenia i pozycji kranu paliwa		x			x	

1	2	3	4	5	6	7	8	9
23.1557		— kolejności sterowań silnika w stosunku do kraju paliwa na samolotach wielosilnikowych — zużywalnej ilości dostępnej za pomocą kranu — oznaczenia pozycji wskaźnika podwozia — czerwonego oznaczenia sterowań awaryjnych różne ograniczenia dla pomieszczeń ładunkowych i bagażowych, ograniczenia dot. balastu, oznaczenia wlewów paliwa i oleju, umieszczenie i użycie wyjść awaryjnych		x	x		x	x
23.1559		podaje sposoby przedstawienia ograniczeń i rodzajów użytkownika, do których odnoszą się te ograniczenia			x			x
23.1561		metody użycia i przechowywania wyposażenia ratunkowego		x			x	
23.1563		wartość VA i VLO obok prędkościomierza			x			x
23.1567		manewry w locie: 1) kat. NORMAL — zakres akrobacji 2) kat. UTILITY — lista dozwolonych manewrów 3) kat. AKROBACYJNA — lista dozwolonych manewrów i prędkości ich rozpoczęcia			x			x
23.1581		a) zakaz akrobacji odwróconej, jeżeli nie jest dozwolona 1) wymaga Instrukcji Użytkownika w Locie dla samolotu o masie (ciężarze) ponad 6000 lb (2721 kg) oraz Instrukcji Użytkownika w Locie lub kombinacji instrukcji, oznaczeń i tabliczek dla samolotu o ciężarze mniejszym od 6000 lb (2721 kg) 2) wymaga zatwierdzenia i uszeregowania pewnych określonych informacji 3) wymaga wszelkich innych informacji niezbędnych dla bezpiecznego użytkownika	x	x	x	x		
23.1583	23.1583 : 23.1589	ograniczenia eksploatacyjne i procedury, informacje osiągowie i o ładunku		x	x		x	
23.1583 (a)		<b>ograniczenia użytkowe</b> wymaganie podania informacji o kolorowych oznaczeniach — liniach i lukach na prędkościomierzu oraz objaśnienia znaczenia tych linii a także wartości VA, VLE i VLO		x	x		x	
23.1583 (b)	23.2545 (a), (b), (c), (d)	oznakowanie prędkościomierza lub analogicznego wskaźnika		x	x		x	
23.1583 (b)		informacja wyjaśniająca ograniczenia dot. zespołu napędowego i pozwalająca oznakować przyrządy		x	x		x	
23.1583 (c)	23.2545	maksymalny ciężar w locie i maksymalny ciężar do lądowania, gdy różni się od maks. ciężaru w locie		x	x		x	
23.1583 (d)		graniczne położenie środka ciężkości		x	x		x	
23.1583 (e)	23.221	dozwolone manewry, odpowiednie ograniczenia prędkości i manewry niedozwolone: stwierdzenie „niezdolny do korkociągu”, jeśli odnosi się w kat. NORMAL i UTILITY		x	x		x	
23.1583 (f)	23.221 (d)	tabliczki dot. użycia sterownic dla wyprowadzenia z korkociągu oraz prędkości wprowadzenia do figur — dla kat. ACRO		x	x		x	
23.1583 (g)		tabliczka, że korkociągi zakazane — dla kat. NORMAL wykazanie niezdolności do korkociągu		x	x		x	
23.1583 (h)		maksymalny dodatni współczynnik obciążenia w locie w jedn. „g” liczba i funkcje minimalnej załogi, jeżeli jest to więcej niż jedna osoba		x	x		x	
23.1583 (i)		rodzaje użytkownika i warunki meteorologiczne oraz lista zainstalowanego wyposażenia, wpływającego na ograniczenia w tym zakresie		x	x		x	
23.1583 (j)		niezużywalne paliwo w ilości ponad 5% objętości lub 1 galon, gdy paliwomierz pokazuje zero (Instr. Uż. w Locie + tabl.)		x	x		x	x
23.1583 (k)	23.1043 (b) (2)	temperatury i wysokości w próbach wznoszenia — turbinowe próby chłodzenia przy temp. 100°F (37,8°C) na poziomie morza maksymalna wysokość użytkownika		x	x		x	
23.1583 (l)	23.1527	(nie wymaga wyjaśnień) ustalić maksymalną wysokość użytkownika		x	x		x	
23.1585		maksymalna liczba pasażerów		x	x		x	
23.1585 (a)		<b>użytkowanie</b> informacje dot.:		x	x		x	
23.1585 (b)		1) procedur normalnych i awaryjnych 2) bezpiecznego użytkownika, poza tematami zawartymi w pkt. 1 3) demonstrowanej składowej wiatru bocznego 4) użytkownika w warunkach wiatru bocznego		x	x		x	
23.1585 (c)		prędkość, procedury i informacje dot. użytkownika 1) zalecana prędkość wznoszenia 2) Vx 3) prędkość podejścia i prędkość przejścia na drugi krąg					x	
23.1585 (d)		informacje dot. użytkownika samolotów wielosilnikowych z niepracującym jednym silnikiem, procedury: 1) utrzymania lub odzyskania sterowności przy prędk. ± VMC 2) lądowanie i przejście na drugi krąg, jeżeli jest bezpieczne, albo ostrzeżenie przed próbą przejścia na drugi krąg		x	x		x	
23.1587		sposób uzyskania najlepszych osiągnięć, przy uwzględnieniu wpływu konfiguracji samolotu		x	x		x	
23.1587 (a) (1)	23.953	określenie warunków, w których niezbędne dla bezpieczeństwa jest użytkowanie układu paliwowego w konfiguracji „niezależnej” oraz instrukcje dot. przedstawienia układu paliwowego na tę konfigurację		x	x		x	
23.1587 (a) (2)		23.201 (b) takie rozwiązanie układu paliwowego, aby istniała co najmniej jedna konfiguracja, w której uszkodzenie dowolnego elementu instalacji poza zbiornikiem nie spowoduje straty mocy więcej niż jednego silnika		x	x		x	
23.1587 (b) (1)	23.959	1) dla zbiorników pojedynczych lub połączonych szeregowo muszą być: a. oddzielny wylot ze zbiornika i oddzielny zawór odcinający dla każdego silnika, pozostawiający tylko pożarowo bezpieczną ilość paliwa w komorze silnikowej b. co najmniej dwa odpowietrzenia c. korki wlewów nie nasuwające obaw co do nieprawidłowego założenia lub odpadnięcia w locie d. poza zbiornikiem układ paliwowy niezależny od układów podających paliwo do innych silników					x	
23.1587 (b) (2)		informacja o osiągnięciach utrata wysokości większa niż 100 ft (30,48 m) lub opuszczenie nosa większe niż 30° podczas wyprowadzenia		x	x		x	
23.1587 (b) (3)		demonstracja przeciągnięcia warunki, w których może być zużyte całe paliwo ze zbiornika					x	
23.1587 (b) (4)	23.51 (a)	niezużywalne paliwo w najbardziej niekorzystnych warunkach VSC przy maksymalnym ciężarze VS1 z podwoziem i klapami w położeniu schowanym przy pochyleniu do 60° długość startu: prędkość na wys. 50 stóp (15,25 m) konfiguracja, rodzaj powierzchni, sposób ustawienia zasłonek chłodnic i użycie organów sterowania torem lotu oraz sposób chowania podwozia wymagania dot. osiągnięć startowych długość lądowania: konfiguracja, rodzaj powierzchni, położenie organów sterowania torem lotu					x	



Rys. 2. Wpływ wychylenia trymera steru kierunku na zużycie paliwa

stępując wszystkie samoloty Il-62 samolotami Il-62M) można rocznie zaoszczędzić 8400 t paliwa. Przy założeniu, że około połowa tego paliwa byłaby pobierana w portach zagranicznych oraz że średnia cena 1 t paliwa wynosi 320 dol., oznacza to roczną oszczędność 1 344 000 dol. i ok. 15 000 000 zł.



Rys. 3. Wpływ niedopasowania krawędzi slotów na zużycie paliwa

Oczywiście powyższy przykład należy traktować jako rozważania czysto teoretyczne. Jednoczesna całkowita wymiana całej floty samolotów starszego typu na nowe jest nierealna nawet dla najbogatszych linii lotniczych, gdyż wiąże się ze zbyt poważnymi kosztami. Nowe samoloty są z reguły droższe, dochodzą koszty szkolenia, wymiany zapasów magazynowych części zamiennych, zakupu nowego wyposażenia naziemnego itp. Przykład ten ma na celu jedynie uświadomienie sobie poważnych oszczędności, jakie można uzyskać wskutek zmian konstrukcji samolotu.

Wpływ konstrukcji samolotu na zmniejszenie zużycia paliwa nie ogranicza się do wyposażenia ich w ekonomiczniejsze silniki. Amerykańska wytwórnia Lockheed osiągnęła bardzo poważne zmniejszenie zużycia paliwa samolotu L-1011 Tristar wydłużając o 9 stóp skrzydło samolotu. Użytko w ten sposób możliwość lotu na mniejszym kącie natarcia, lepszą aerodynamikę samolotu i w konsekwencji duże zmniejszenie zużycia paliwa. Umożliwiło to wykonywanie na tych samolotach, nazywanych L-1011-500, lotów transatlantycznych. PanAm zamierza eksploatować je w bezpośrednich lotach z Nowego Jorku do Frankfurtu a w przyszłości i do Warszawy, a linie lotnicze Delta, które jako pierwszy przewoźnik otrzymały L-1011-500, z powodzeniem eksploatują je w bezpośrednich lotach na trasie Atlanta — Frankfurt.

Przykładów podobnych usprawnień konstrukcji samolotu można znaleźć dużo. Dają one m.in. poważne oszczędności paliwa. Zaoszczędzenie kilku ton paliwa w locie dalekiego zasięgu pozwala bowiem nieraz na uniknięcie kosztownych międzylądowań, przynosząc przewoźnikowi dodatkowe oszczędności. Usprawnienia konstrukcyjne wymagają jednak dużych nakładów finansowych. Mimo to należy w planach zakupu sprzętu przewidywać stopniową wymianę sprzętu na samoloty ekonomiczniejsze, a sukcesywnie kupowane nowe, oszczędniejsze samoloty wprowadzać na trasy, na których możliwe jest uzyskanie jak największych oszczędności paliwowych.

#### Inne metody eksploatacji

Jak już podkreślono wyżej, jednoczesna wymiana całej

floty samolotów jest ze względów finansowych niemożliwa. Starsze typy samolotów, przy projektowaniu których nie zwracano jeszcze tak dużej uwagi na ekonomikę zużycia paliwa, będą jeszcze długo eksploatowane. Dlatego też zarówno producenci samolotów, jak i ich użytkownicy zaczęli prowadzić badania nad znalezieniem metod zmniejszenia zużycia paliwa samolotów aktualnie eksploatowanych, bez wprowadzania kosztownych zmian konstrukcyjnych.

Okazało się, że bardzo poważne oszczędności paliwowe można uzyskać właściwie eksploatując samoloty, zwracając uwagę na tzw. czystość aerodynamiczną samolotu, przestrzegając właściwych parametrów pracy silnika w czasie lotu i ekonomicznych wysokości lotu, dokładnie przygotowując lot i biorąc pod uwagę aspekty ekonomiczne.

Specjaliści z zakładów McDonnell Douglas, zespołu opracowującego samoloty DC-9, wyliczyli czynniki wpływające na tzw. czystość aerodynamiczną samolotu, a tym samym mające duży wpływ na zużycie paliwa w czasie lotu. Jest rzeczą oczywistą, że im większy opór stawia samolot w czasie lotu, tym potrzebna jest większa moc silników i większe zużycie paliwa.

Wyrównoważanie poprzeczne samolotu za pomocą trymerów lotek powoduje konieczność wychylania lotek. Zmienia się przy tym opór aerodynamiczny i zwiększa zużycie paliwa. Zależność zwiększenia zużycia paliwa od wychylenia trymerów przedstawia rys. 1.

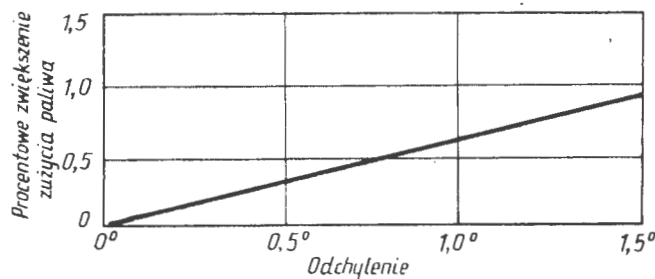
Jeśli ster kierunku po wychyleniu nie wraca do idealnego położenia neutralnego, wówczas utrzymywanie właściwego kierunku lotu będzie znów wymagało oddziaływania trymerami, co podobnie jak w poprzednim przypadku będzie zwiększało opór aerodynamiczny i spowoduje zwiększenie zużycia paliwa (rys. 2).

Elementem konstrukcyjnym, ze względu na zlokalizowanie w okolicy nadkrytycznego przepływu przy krawędzi natarcia skrzydła, w znacznym stopniu wpływającym na zużycie paliwa, jest górna powierzchnia krawędzi slotów. Nawet małe przekroczenie dopuszczalnych tolerancji w poważny sposób wpływa na wielkość zużycia paliwa (rys. 3).

Innym czynnikiem wpływającym na zwiększenie zużycia paliwa w czasie lotu jest niedopasowanie klap (rys. 4).

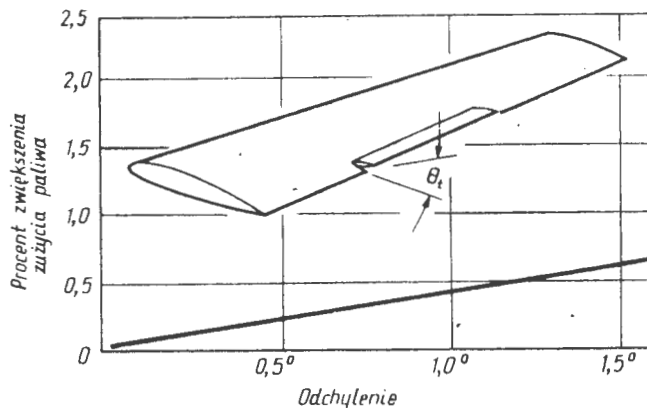
Niedopasowanie trymerów steru wysokości powodujące minimalne odchylenie od położenia idealnie neutralnego również spowoduje zwiększenie zużycia paliwa w czasie lotu. Zależność zwiększenia zużycia od kąta odchylenia trymeru od położenia neutralnego przedstawia rys. 5.

Wpływ na zwiększenie zużycia paliwa w czasie lotu ma również wykonywanie lotu z brakującymi lub niedopaso-



Rys. 4. Wpływ niedopasowania klap na zużycie paliwa

wanymi czy nieszczelnymi elementami (np. urwane lub niedopasowane drzwiczki gardzieli instalacji obsługowych, źle uszczelnione drzwi pasażerskie lub bagażowe itp.). Dlatego też bardzo ważne jest dokładne obejrzenie samolotu z zewnątrz przed wykonaniem lotu i usunięcie tego rodzaju drobnych nieprawidłowości. Obowiązek taki spoczywa na personelu obsługi naziemnej oraz załozce samolotu.



Rys. 5. Wpływ niedopasowania trymera steru wysokości na zużycie paliwa

**TABLICA**

	Tysiące galonów USA				
	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.	1981 r.
Ogółem linie lotnicze USA	8 827 296	9 266 297	10 261 817	11 951 596	12 478 545
Ogółem pozostałe linie	651 506	769 098	988 051	1 085 051	1 186 292
Razem	9 978 802	10 035 395	11 253 326	13 036 650	13 664 837

Jakość pokrycia płatowca samolotu również ma wpływ na zużycie paliwa. Wystające nity, łąty na pokryciu o niesfazywanych krawędziach, wgniecenia kadłuba lub skrzydła samolotu, chropowate lub po prostu brudne pokrycie samolotu — wszystko to wymaga stosowania większej mocy przelotowej i w konsekwencji zwiększenia zużycia paliwa. Każdy z tych elementów w inny sposób wpływa na zużycie paliwa. Jedne powodują minimalne zwiększenie, inne zwiększają zużycie paliwa w poważnym stopniu. Oczywiście nie wszystkie te czynniki występują w każdym locie. Należy jednak pamiętać o ich istnieniu i starać się je eliminować.

Linie lotnicze coraz bardziej zaczynają doceniać znaczenie tych drobnych, zdawałoby się, spraw. Po wprowadzeniu do eksploatacji w PanAm samolotów Lockheed L-1011-500, linia ta utworzyła specjalną ekipę czuwającą nad czystością aerodynamiczną tych samolotów.

**Wyważanie samolotów**

W poważnym stopniu wpływa na zużycie paliwa w czasie lotu sposób załadowania i wyważenia samolotu. Szczególnie jest to odczuwalne w lotach dalekiego zasięgu, w których różnica w zużyciu paliwa na tej samej trasie i przy tych samych warunkach i parametrach lotu, ale przy różnych wyważeniach samolotu może dojść do kilku ton. Każdy samolot ma konstrukcyjnie określony zakres dopuszczalnych położenia środka ciężkości, przy których dopuszczal-

ny jest lot (od kilku procent średniej ciężkości aerodynamicznej, jak np. w samolocie Il-62, do kilkunastu, jak w Tu-134, lub trzydziestu kilku, jak np. w samolocie B-707). Przy tak szerokim zakresie dopuszczalnych wyważań samolot będzie się nieco inaczej zachowywał przy np. granicznie przednim i granicznie tylnym wyważeniu.

W takich samolotach jak DC-9, B-727 czy Il-62 korzystniej jest wykonywać lot z tak załadowanym samolotem, aby jego środek ciężkości znajdował się w pobliżu tylnej dopuszczalnej granicy. Wymagana siła aerodynamiczna na stabilizatorze, konieczna do utrzymania właściwego położenia samolotu, jest wtedy mniejsza i samolot leci na mniejszym kącie natarcia. Stabilizator będzie mógł być ustawiony w położenie bliskie neutralnemu i opór aerodynamiczny stawiany przez samolot będzie najmniejszy. Zużycie paliwa będzie więc optymalne.

Dopóki środek ciężkości samolotu znajduje się w granicach dopuszczalnych, ewentualne zwiększenie zużycia paliwa przy bardziej przednim wyważeniu samolotu będzie stosunkowo niewielkie. Dla samolotu DC-9 różnica w zużyciu paliwa z granicznie przednim i granicznie tylnym wyważeniem wynosi ok. 1,5÷2,5%, zależnie od długości lotu. Dla większych samolotów w lotach dalekiego zasięgu zwiększenie zużycia paliwa przy przednim wyważeniu może dochodzić do 4%. Dla ośmiogodzinnego lotu i zużycia paliwa na trasie 60 000 kg, dzięki właściwemu rozłożeniu ładunków w samolocie można zaoszczędzić w jednym locie ok. 2 t paliwa. Przy obecnych cenach paliwa oznacza to oszczędności ok. 800 dol. w jednym locie.

Bardzo istotną sprawą jest stały nadzór nad załadunkiem samolotu i dokładne ważenie bagażu pasażerskiego. Należy przy tym zwracać uwagę na przyjmowany do przewozu bagaż ręczny. Zgodnie z obowiązującymi międzynarodowymi przepisami bagaż ręczny powinien być ważony razem z bagażem rejestrowanym. Przyjęcie zbyt dużego, nie zważonego bagażu ręcznego i następnie umieszczenie dużej jego części np. w garderobie może spowodować odchylenie środka ciężkości od położenia wyliczonego dla danego lotu przez kontrolera załadunku, a tym samym zwiększenie zużycia paliwa w czasie lotu.

EO/49/K/80



**DIBROWA G. S.:** Puti sowierszenstwowania planirovaniya transportnoj raboty w graždanskoj awiacji. Moskwa 1979, s. 151, bibliogr. poz. 38. Cena 0,50 rbl. (10 zł).

Książka poświęcona jest analizie planowania prac transportowych w lotnictwie cywilnym, modelowaniu i optymalizacji planów, problemom metodologicznym formowania podsystemów, podstawom ekonomicznym i eksploatacji. Autorka opisuje także podstawy normatywne, dotyczące tego tematu.

Książka jest przeznaczona dla pracowników organizacji lotnictwa cywilnego i dla studentów ekonomiki transportu.

M.-M.M.

**WOROBJEW L. M.:** K teorii poleta reaktywnych apparatow. Moskwa 1979, s. 221, bibliogr. poz. 123. Cena 2,40 rbl. (48 zł).

W książce opisane są oryginalne sposoby stosowania metody Newtona i Czaplignina i ich przydatność w mechanice lotu. Zawiera także modyfikacje odautorskie klasycznego rachunku wariacyjnego, służące do optymalizacji ruchu konstrukcji lotniczych oraz opisuje współczesne zdobycze mechaniki lotu.

Książka przeznaczona jest dla kadr naukowych i inżyniersko-technicznych związanych z techniką lotniczą i rakiectwem.

M.-M.M.

**WOLMIR A.S.:** Oboloczki w potokie židkosti i gaza: Zadaczi gidrouprugosti. Moskwa 1979, s. 320. Cena 2,30 rbl. (46 zł).

Książka przeznaczona jest dla specjalistów budowy samolotów i statków, pracowników naukowych zajmujących się mechaniką oraz dla studentów. Autor zajmu-

je się powłokami w strumieniu cieczy w przypadkach flatteru i rozbieżności skrętnej oraz przy przepływie z oderwaniem, jak np. buffeting itp., a także sygnałami odbitymi. Osobny rozdział poświęcony jest problemom hydrodynamiki krążenia krwi, które to zasadniczo odnosi się do biofizyki.

M.-M.M.

**STOŁOW L. I. i in.:** Awiacionnye momentnyje dwigateli. Moskwa 1979, s. 136, bibliogr. poz. 51. Cena 0,40 rbl. (8 zł).

Autorzy książki przeznaczają ją dla inżynierów zajmujących się projektowaniem osprzętu elektrycznego do samolotów. Omawiają teorię, konstrukcję oraz zajmują się obliczeniami i próbami silników elektrycznych chwilowego działania na prąd stały i zmienny przy ograniczeniu i nieograniczeniu zakresu kątów obrotu wirnika, w szczególności rozpatrując problemy silników na prąd stały.

M.-M.M.

**BIELANIN P. N.:** Proizwodstwo szirokofuzielażnych samolotow. Moskwa 1979, s. 360, bibliogr. poz. 6. Cena 1,60 rbl. (32 zł).

Książka poświęcona jest technologii budowy szerokokadłubowych samolotów pasażerskich Il-86 i amerykańskich samolotów pasażerskich DC-10 i L-1011 Tristar oraz ich osprzętowi. Autor charakteryzuje pod względem konstrukcyjno-technologicznym współczesne samoloty i przedstawia perspektywy ich rozwoju. Opisuje przygotowanie elementów, obróbkę, mechaniczne i termiczne zwiększanie ich wytrzymałości.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i techników zajmujących się budową i remontami samolotów.

M.-M.M.

**BIEKIETOWA A. K. i in.:** Golograficzeskaja intierferometrija fazowych objektow. Leningrad 1979, str. 232, bibliogr. poz. 24. Cena 2,10 rbl. (42 zł).

Autorzy książki podają systematykę holograficznych metod badania niejednorodności w przezroczystych ośrodkach i opisują używaną w tym celu aparaturę. Książka zawiera także opis metod optycznych wizualizacji niejednorodności i podstawowe założenia optycznej holografii. Szczegółowo opisano w niej metody interferometrii holograficznej i metody podnoszenia czułości układów holograficznych. Autorzy zajęli się także przydatnością opisywanych metod i urządzeń do sledzenia strumienia gazu na stanowiskach balistycznych i w tunelach aerodynamicznych.

M.-M.M.

**ABIANC W. CH.:** Teoria awiacionnych gazowych turbin. Wydanie 3 przejrane i uzupełnione, Moskwa 1979, s. 246, bibliogr. poz. 36. Cena 1,30 rbl (26 zł)

Książka zawiera podstawy teorii lotniczych turbin spalinowych, ich klasyfikację oraz opis przebiegu procesów w nich zachodzących. Autor rozszerzył materiał w stosunku do wydań poprzednich o problemy turbin chłodzonych. Zajmuje się on także wyborem wielkości parametrów i metodyką obliczeń gazodynamicznych, a także obliczaniem charakterystyk w procesie automatycznego projektowania. Wiele miejsca poświęca autor stratom w turbinach.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów lotniczych turbin spalinowych i dla studentów.

M.-M.M.

FOTOGRAFIA  
LOTNICZA (II)

- 1 — kamera (lotnicza) szeszeli-  
nowa
- 2 — zdolność rozdzielcza (ka-  
mery)
- 3 — ramka tłowa
- 4 — znaczki tłowe
- 5 — otwór względny (obiekty-  
wu)
- 6 — przesłona, przysłona
- 7 — migawka (kamery)
- 8 — m. centralna
- 9 — m. szeszelinowa
- 10 — ładownik, kaseta
- 11 — transport, filmu, przesuw  
f.
- 12 — cewa odbiorcza, c. zwi-  
ajająca, rolka nawijająca
- 13 — c. nadawcza, c. podająca,  
rolka odwijająca
- 14 — licznik zdjęć
- 15 — regulator pokrycia
- 16 — celownik
- 17 — światłomierz
- 18 — filtr
- 19 — libela pudełkowa, l. sfer-  
ryczna
- 20 — statoskop
- 21 — radiowysokościomierz
- 22 — (lotnicza) błona fotogra-  
ficzna
- 23 — film negatywowy, nega-  
tyw
- 24 — emulsja (światłoczuła), c.  
fotograficzna
- 25 — c. drobnoziarnista
- 26 — e. wysokoczuła
- 27 — światłoczułość (blony)
- 28 — czułość spektralna
- 29 — c. na podczerwiń
- 30 — barwoczułość
- 31 — kontrastowość
- 32 — ziarnistość
- 33 — zdjęcie lotnicze
- 34 — z. (l) zwiadowcze
- 35 — z. (l) w podczerwieni
- 36 — z. (l) pionowe
- 37 — z. (l) nachylone (bez li-  
nii horyzontu)
- 38 — z. (l) ukośne (z linią ho-  
ryzontu)
- 39 — plan przedni
- 40 — p. tylny
- 41 — z. (l) panoramiczne
- 42 — format zdjęcia
- 43 — odbitka
- 44 — stereogram, stereopara
- 45 — fotoszkie, montaż mozai-  
kowy
- 46 — fotoplan, fotomapa
- 47 — interpretacja zdjęć lotni-  
czych
- 48 — wpasowanie z. l.
- 49 — zniekształcenie (obrazu),  
dystorsja
- 50 — aberacja
- 51 — przetwarzanie zdjęć lotni-  
czych
- 52 — przetwornik (z. l.)
- 53 — zdjęcie lotnicze przetwo-  
rzone

AERIAL  
PHOTOGRAPHY (II)

- 1 — split-image (aerial) came-  
ra, continuous strip c.
- 2 — c. resolution, c. resolving  
power
- 3 — frame
- 4 — collimating marks
- 5 — lens speed, f-number
- 6 — diaphragm
- 7 — shutter
- 8 — between-lens s.
- 9 — focal-plane s., split s.
- 10 — cassette
- 11 — film transport
- 12 — take-up reel
- 13 — take-off r., delivery spool
- 14 — frame counter
- 15 — overlap regulator, inter-  
valometer
- 16 — view-finder
- 17 — exposure meter, light m.
- 18 — colour filter, c. screen
- 19 — (spherical) level
- 20 — statoscope
- 21 — radio altimeter
- 22 — (aerial) photographic film
- 23 — (a.) p. f.
- 24 — (light sensitive) emulsion,  
photographic e.
- 25 — fine grain e.
- 26 — high-speed e.
- 27 — speed, photosensitivity,  
light sensitivity
- 28 — spectral sensitivity
- 29 — infrared s.
- 30 — colour s.
- 31 — contrast, gamma
- 32 — graininess, grain coarse-  
ness
- 33 — aerial photograph, air p.
- 34 — intelligence a. p.
- 35 — infrared a. p.
- 36 — vertical a. p.
- 37 — low oblique (a.) p.
- 38 — high oblique (a.) p.
- 39 — foreground
- 40 — background
- 41 — panoramic (a.) p.
- 42 — frame size
- 43 — print
- 44 — stereogram, stereograph,  
stereo-pair
- 45 — aerial mosaic
- 46 — photo map
- 47 — photo interpretation,  
imagery i.
- 48 — (stereo) preparation
- 49 — image distortion
- 50 — aberration
- 51 — photograph processing
- 52 — phototransformer, recti-  
fier, rectification appa-  
ratus
- 53 — rectified air photograph,  
annotated a. p.

DAS  
LUFTBILDWESEN (II)

- 1 — die Reihenbildkamera
- 2 — das Kamera-Verlösungs-  
vermögen
- 3 — der Anlegerahmen
- 4 — die Bildmarken, die Mes-  
smarken, die Rahmen-  
marken
- 5 — das Öffnungsverhältnis,  
die relative Öffnung
- 6 — die Blende, die Öffnung-  
sblende, die Diaphragme
- 7 — der Kammerverschluss
- 8 — der Zentralverschluss
- 9 — der Schlitzverschluss
- 10 — die Filmkassette
- 11 — der Filmtransport
- 12 — die Aufwickelspule
- 13 — die Abwickelspule
- 14 — der Bildzähler, das Bild-  
zählwerk
- 15 — der Überdeckungsregler,  
der Bildfolgeregler, der  
Intervallometer
- 16 — der Sucher
- 17 — der Belichtungsmesser
- 18 — der Messfarbfilter
- 19 — die Dosenlibelle
- 20 — das Statoskop
- 21 — der Funkhöhenmesser
- 22 — der (Luftbild) Fotofilm
- 23 — der Negativfilm
- 24 — die (fotografische) Emul-  
sion, (die) lichtempfin-  
dliche E.
- 25 — (die) feinkörnige E.
- 26 — (die) hochempfindliche E.
- 27 — die Lichtempfindlichkeit,  
die Schwärzungsempfin-  
dlichkeit
- 28 — (die) spektrale Empfin-  
dlichkeit
- 29 — die Infrarotempfindlich-  
keit
- 30 — die Farbenempfindlich-  
keit
- 31 — die Gradation, der Bild-  
kontrast
- 32 — die Körnigkeit
- 33 — das Luftbild
- 34 — das Aufklärungsbild
- 35 — das Infrarot-Luftbild
- 36 — das Senkrechtbild, das  
Flächenbild, das Horizon-  
talbild
- 37 — das Steilaufnahmen-Ge-  
neigtbild
- 38 — das Flachaufnahmen-Ge-  
neigtbild
- 39 — der Vordergrund
- 40 — der Hintergrund
- 41 — das Panorama-Luftbild
- 42 — die Bildgröße, die For-  
matgröße
- 43 — der Abzug
- 44 — (die) stereoskopische Bil-  
der, die Luftbildpaare
- 45 — die Luftbildskizze, die  
Bildskizze, die Mosaik
- 46 — der Bildplan, die Photo-  
karte
- 47 — die Bildauswertung
- 48 — die Passpunkthestimmung
- 49 — die (Luftbild-) Verzer-  
rung, die Distorsion
- 50 — die Aberration, der Ob-  
jektivfehler
- 51 — die (Luftbild) Entzerrung,  
die Einbildauswertung
- 52 — das Entzerrungsgerät
- 53 — (das) entzerrtes Luft-  
bild

АЭРОФОТОСЪЕМКА  
(II)

- 1 — целевой аэрофотоаппарат
- 2 — разрешающая способность аэрофото-  
аппарата
- 3 — прикладная рамка
- 4 — координатные метки (аэрофотоаппа-  
рата)
- 5 — относительное отверстие
- 6 — диафрагма
- 7 — (аэрофото) затвор
- 8 — центральный (а.) з.
- 9 — целевой (а.) з.
- 10 — кассета АФА
- 11 — перемотка пленки, транспорт п.
- 12 — применяя бобина, п. катушка, наматы-  
вающая к.
- 13 — подающая бобина, п. катушка, смазы-  
вающая к.
- 14 — счётчик аэроснимков
- 15 — интервалометр, прибор для регулиров-  
ки перекрытия
- 16 — видискатель, визиёр — искатель
- 17 — экспонометр
- 18 — (аэро) светофильм
- 19 — круглый уровень, сферический у.
- 20 — статоскоп
- 21 — радиовысотомер
- 22 — аэропленка
- 23 — аэрофильм, аэронегатив
- 24 — (светочувствительная) эмульсия, фото-  
графическая э.
- 25 — мелкозернистая э.
- 26 — высокочувствительная э.
- 27 — светочувствительность (аэропленки)
- 28 — спектральная чувствительность
- 29 — ч. к инфракрасному излучению
- 30 — цветочувствительность (а.)
- 31 — контрастность (а.)
- 32 — зернистость (а.)
- 33 — аэроснимок
- 34 — разведывательный а.
- 35 — а. в инфракрасных лучах
- 36 — плановый а.
- 37 — перекливающий а. без захвата лишнего  
ризонга
- 38 — п. а. с захватом л. г.
- 39 — передний план
- 40 — удаленный план
- 41 — панорамный аэроснимок
- 42 — формат аэроснимка
- 43 — отпечаток
- 44 — пара аэроснимков, стереопара
- 45 — (аэро) фотосхема, накидной монтаж  
аэроснимков
- 46 — фотоплан
- 47 — дешифрирование аэроснимков
- 48 — привязка а.
- 49 — искажения фотоизображения, дистор-  
сия
- 50 — абберация (объектива)
- 51 — трансформирование аэроснимка
- 52 — фототрансформатор
- 53 — трансформированный аэроснимок, де-  
шифрированный а.

K.D

EO/49/K/80

## IDI-H-36 Dimona • RFN/Izrael •

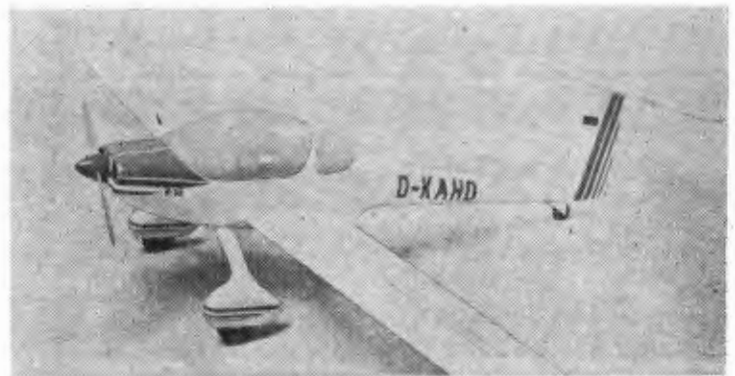
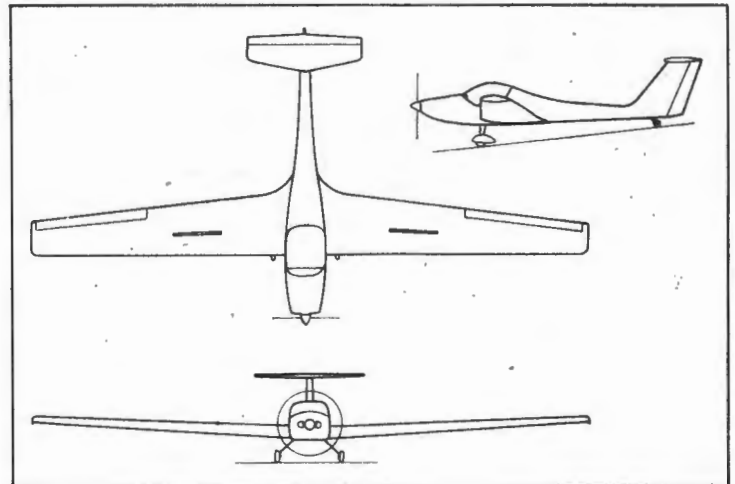
Dwumiejscowy motoszybowiec o konstrukcji z laminatu

Zachodniemiecka firma Hoffmann Flugzeugbau i izraelska IDI Aviation Production opracowują motoszybowiec Dimona o konstrukcji z laminatu zbrojonego włóknom szklanym (jest to czwarty motoszybowiec o konstrukcji całkowicie laminatowej, po Grob G109, Valentin Taifun i Scheibe SF36). Konstruktorem motoszybowca jest Wolf Hoffmann, który współpracował przy budowie dwumiejscowego szybowca laminatowego Scheibe SFH-34.

Projekt płata motoszybowca jest wynikiem obliczeń 40 wariantów o różnych profilach, rozpiętości i wydłużeniu. Ostatecznie wybrano profil Wortmann FX63-138, który odznacza się dużą siłą nośną, rozpiętość 16 m i wydłużenie 16,8. Hamulce aerodynamiczne typu spoilerów są umieszczone na górnej powierzchni płata. Skrzydła można szybko składać wzdłuż kadłuba. Konstrukcja kadłuba jest wzorowana na kadłubie szybowca SFH-34. Jest to lekka struktura przekładkowa składająca się z integralnych pasów rowingu, które przechodzą przez całą długość pasa tworząc w przedniej części ramę osłony silnika i punkty jego mocowania, a w tylnej przejmując funkcje podłużnic mocujących usterzenie. Silnik jest zawieszony na przedniej i tylnej integralnej poprzeczce za pośrednictwem czterech silentbłoków. Kabina ma siedzenia ustawione obok siebie i złożone z elementów stanowiących integralną część struktury nośnej; mają one kształt „fizjologiczny”, nastawne oparcia i są wyłożone miękkim poliuretanem. Kabina jest wyciszona za pomocą elementów piankowych. Osłona kabiny jest otwierana do tyłu. Usterzenie o układzie T ma sprężynowe wyważenie steru wysokości. Golenie dwukołowego podwozia są wykonane z pojedynczego pasa rowingu rozwidłonego na końcu w celu zamocowania 150 mm koła z hamulcem tarczowym; osłona koła stanowi integralną część goleni. Napęd stanowi silnik Limbach SL2000EBI o mocy 58 kW (80 KM), bez przekładni, ze śmigłem trójpołożeniowym — wznoszenie, przelot, lot szybowcowy. Zbiornik paliwa znajduje się w kadłubie, lecz na życzenie może być umieszczony w płacie. Zużycie paliwa wynosi 13,5 l/h w przelocie na 1000 km.

W maju br. prace były zaawansowane tak, że przewidywano szybkie zbudowanie prototypu, a we wrześniu uruchomienie — w zakładzie w Izraelu — produkcji seryjnej.

**Dane techniczne:** rozpiętość 16,00 m; długość 6,85 m; wysokość 1,8 m; powierzchnia płata 15,20 m<sup>2</sup>; wydłużenie



16,80; masa własna z wyposażeniem 400 kg; masa użyteczna 250 kg; maksymalna masa startowa 650 kg; maksymalne obciążenie płata 42,7 kg/m<sup>2</sup>, dopuszczalna prędkość nurkowania 290 km/h; prędkość przelotowa 180 km/h; prędkość przy wykonywaniu manewrów 170 km/h; prędkość przeciągnięcia 70 km/h; maksymalne wznoszenie 3,5 m/s; zasięg 1000 km; minimalne opadanie 0,9 m/s przy prędkości 80 km/h i doskonałości 27.

W.K.

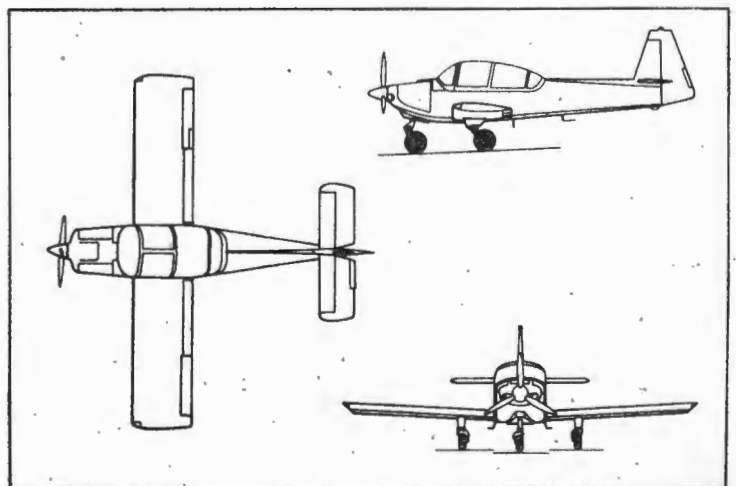
## PROTOTYPY

### FUS/MBB Flamingo T-1 • RFN •

Trójmiejscowy łokowy samolot szkolny

W kwietniu 1979 r. odbył się pierwszy lot samolotu szkolnego Flamingo T-1 będącego nową opracowaną przez Flugzeug-Union-Süd wersją samolotu MBB 223 Flamingo, który został zbudowany w liczbie 100 i od dziesięciu lat jest używany w pięciu krajach do szkolenia pilotów cywilnych i wojskowych.

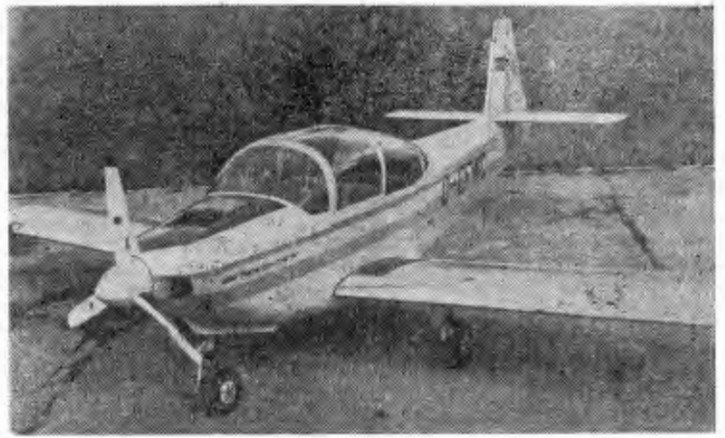
Konstrukcja samolotu Flamingo T-1 odznacza się daleko posuniętą prostotą. Jest ona obliczona na współczynnik obciążenia +6 g i -4 g, zgodnie z przepisami FAR P.23, kategoria akrobacyjna, a jej trwałość ma wynosić 10÷15 lat. Trapezowy płat ma konstrukcję dwudźwigarową i stały profil wzdłuż rozpiętości; kłapy i lotki są mocowane na dwóch zawiasach. Wewnętrzna część płata mieści 170 l paliwa. Końcówki są wykonane z tworzywa zbrojonego włóknom szklanym. Trapezowe usterzenie kierunku i trapezowe usterzenie wysokości mają kłapy wyważające i są odciążone aerodynamicznie za pomocą „rogów”. Obszerna kabina wyposażona jest w przyrządy VOR, ILS, ADF i trans-





ponder. Tylne siedzenie, dla drugiego ucznia do szkolenia np. w nawigacji, może być złożone lub wymontowane. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu. Trójkołowe niechowane podwozie ma koła zawieszane na wahaczach i amortyzowane za pomocą gumowych elementów w połączeniu z hydraulicznym tłumieniem. Koła główne są zaopatrzone w przewymiarowane hamulce tarczowe. Do napędu zastosowano czterocylindrowy silnik Lycoming TO-360-CIA z turbodoładowaniem o mocy 156 kW (210 KM) przy 2575 obr/min i trójłopatowe przestawialne śmigło firmy Hoffmann. Poprawiono kształt osłony silnika, która z przekroju owalnego przechodzi płynnie w skrzynkowy kadłub; pod osłoną znajduje się prostokątny wlot powietrza do chłodnicy oleju, a na górnej jej powierzchni — zagłębiony wlot powietrza do gaźnika, który nawet przy dużych kątach natarcia nie powoduje zaburzeń w przepływie.

**Dane techniczne:** rozpiętość 8,28 m; długość 7,60 m; wysokość 2,70 m; powierzchnia płata 11,50 m<sup>2</sup>; wydłużenie płata 5,9; masa własna z wyposażeniem 700 kg; maksymalny zapas paliwa 122 kg; maksymalny udźwig 350 kg; maksymalna masa startowa 1050 kg; maksymalne obciążenie powierzchni płata 91,3 kg/m<sup>2</sup>; dopuszczalna prędkość nurkowania 380 km/h; prędkość maksymalna 278 km/h na wysokości 4570 m; prędkość przelotowa 240 km/h na wysokości 3050 m; prędkość przeciągnięcia 120 km/h z klapami scho-



wanymi i 102 km/h z klapami wychylonymi o 40°; maksymalne wznoszenie 5,38 m/s, pułap użytkowy 6690 m; długość startu na 15 m 365 m; długość lądowania z 15 m 375 m; maksymalny zasięg (prędkość przelotowa, wysokość 4570 m) 893 km.

W.K.

## Grob G109 • RFN •

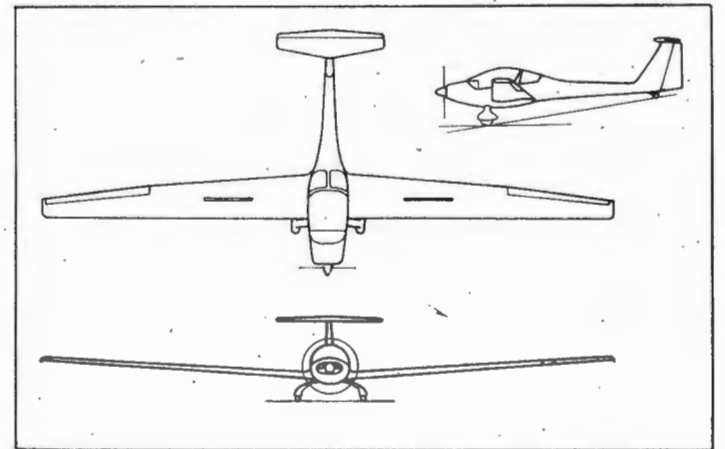
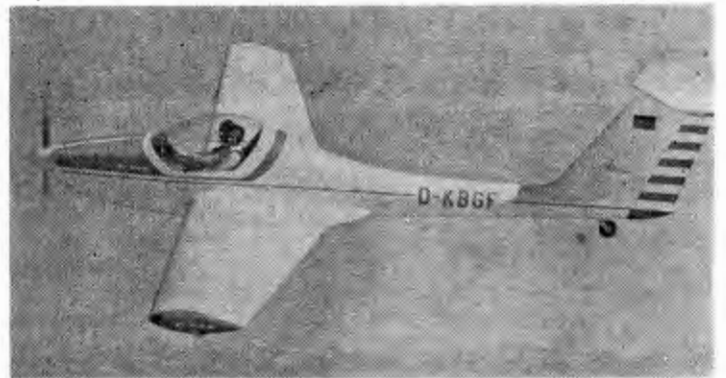
### Dwumiejscowy motoszybowiec o konstrukcji z laminatu

W końcu marca 1980 r. rozpoczęto próby w locie pierwszego motoszybowca wykonanego całkowicie z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym. Jest to motoszybowiec G109 zbudowany przez firmę Grob w Mandelheim, przy czym godny podkreślenia jest fakt, że od chwili rozpoczęcia jego projektowania do pierwszego lotu upłynęło tylko pięć miesięcy.

W obliczeniach aerodynamicznych 36 wersji motoszybowca współpracował prof. Eppler. Wybrano płat o rozpiętości 15 m, powierzchni 19,1 m<sup>2</sup> i profilu E572 po stwierdzeniu, że profil E603 jest w przypadku motoszybowca niekorzystny ze względu na start (brak wznoszenia po wczesnym oderwaniu od ziemi). U nasady skrzydeł maksimum grubości profilu przesunięto do tyłu w celu opóźnienia przejścia opływu laminarnego w turbulentny. Płat jest zaopatrzone w hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth. Kadłub z płatem jest silnie przewężony, co zmniejsza opór szkodliwy. Usterzenie o układzie T z klapką Flettnera na sterze wysokości. Kabina o szerokości 1,10 m ma siedzenia obok siebie, z nastawnymi — w wykonaniu seryjnym — oparciami. Pedale są regulowane za pomocą elektrycznego silnika. Jednocześnie osłona kabiny jest otwierana do przodu. Za kabiną umieszczony jest zbiornik paliwa. Podwozie jest niechowane, dwugoleniowe (według obliczeń niechowane podwozie dwugoleniowe zmniejsza prędkość maksymalną o 10 km/h, a trójgoleniowe — o 15 km/h). Stałowe golenie podwozia prototypu mają być w wykonaniu seryjnym zastąpione goleniami z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym, o korzystniejszym kształcie aerodynamicznym i o 12 kg mniejszej masie. Do napędu zastosowano silnik Limbach L2000EI o mocy 59 kW (80 KM) przy 3400 obr/min, z drewnianym dwułopatowym śmigłem trójpołożeniowym — do startu, przelotu i lotu szybowcowego. Zużycie paliwa wynosi 12 l/h przy prędkości lotu 200 km/h, co w przeliczeniu na ruch drogowy odpowiada 4 l/100 km.

Produkcję motoszybowca firma Grob zamierza uruchomić we wrześniu 1980 r. przewidując wytwarzanie trzech motoszybowców na tydzień. Cenę motoszybowca szacuje się na 60 000 DM.

**Dane techniczne:** rozpiętość 15,0 m; długość 7,8 m; wysokość 1,8 m; powierzchnia płata 19,1 m<sup>2</sup>; wydłużenie 11,8; masa własna z wyposażeniem 500 kg; masa paliwa 55 kg;



masa użyteczna 250 kg; maksymalna masa startowa 750 kg; prędkość maksymalna w locie poziomym 220 km/h; prędkość przelotowa 200 km/h; prędkość przeciągnięcia 75 km/h; maksymalne wznoszenie 2,6 m/s; długość rozbiegu 200 m; zasięg 1000 km; maksymalna doskonałość 30 przy prędkości 120 km/h; minimalne opadanie 0,9 m/s.

W.K.

W dniach 25 i 26 września 1980 r. w Rzeszowie odbędzie się konferencja NOT nt.: „Ocena stanu olejów i smarów lotniczych oraz perspektyw ich rozwoju”.

Organizatorami konferencji są: Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów; Zespół Badań i Prac Rozwojowych Głównego Kwatermistrzostwa Wojska Polskiego; Podkomisja ds. Paliw, Olejów i Smarów Stosowanych w Lotnictwie Międzyresortowej Komisji Oceny Przydatności Eksploatacyjnej Produktów Naftowych.

Konferencja będzie przeglądem aktualnych osiągnięć w dziedzinie lotniczej techniki smarowniczej krajowych ośrodków badawczych i produkcyjnych, umożliwi także omówienie bieżących problemów eksploatacyjnych z tego zakresu. Na konferencji zostanie wygłoszonych 19 referatów.

Zainteresowanych prosimy o kontakt: WSK-PZL Rzeszów, KZ NOT, mgr inż. Szczepan Trawiński, Obr. Stalingradu 120, 35-078 Rzeszów lub dr inż. Wiesław Górski, Warszawa, tel.: 38-78-68.

# Kruchość wodorowa stopów tytanu

Dr inż. STEFANIA ŁUNARSKA

Instytut Mechaniki Precyzyjnej  
Oddział w Rzeszowie

Kruchość wodorową w tytanie i jego stopach odkryto w 1952 r. w USA. Później zjawisko to dostrzeżono w przemyśle lotniczym innych państw. Mimo publikacji w wielu krajach, kruchość wodorowa pozostaje problemem, bez rozwiązania którego eksploatacja przedmiotów z tytanu i jego stopów jest utrudniona.

Obecnie metalurgia dostarcza główną masę metalu wraz z zawartością wodoru poniżej dopuszczalnych ilości. Jednakże przy wytwarzaniu części ze stopów tytanu i przy operacjach technologicznych w procesie kształtowania przedmiotu, zawartość wodoru może przekroczyć wartość dopuszczalną. Powoduje to rozwój kruchości wodorowej, mimo jej braku w materiale wyjściowym. Dlatego przy rozpatrywaniu możliwości zastosowania tytanu i jego stopów należy uwzględnić możliwość ich nawodorowania i powstania kruchości wodorowej zarówno w procesie wytwarzania konstrukcji, jak i przy ich eksploatacji.

## Źródła nawodorowania tytanu i jego stopów

Wodór oddziałuje z tytanem i jego stopami przy stosunkowo niskich temperaturach. Ujawniono, że metal wyżarzony w próżni pochłania wodór już w temperaturze otoczenia [1]. Z jej wzrostem rośnie szybkość pochłaniania. Ponadto stwierdzono, że im czystszy wodór (tzn. im mniej zawiera tlenu i pary wodnej), w tym niższej temperaturze rozpoczyna się pochłanianie. Zgodnie z wynikami badań [2], z atmosfery wodorowej pochłaniany jest on już w temperaturze  $-240^{\circ}\text{C}$ . W tym przypadku dyfuzja wodoru do tytanu zachodzi wzdłuż nowo utworzonych płaszczyzn.

W tytanie i jego stopach wodór przemieszcza się w te części przedmiotu, w których występują naprężenia rozciągające. Czynnikiem sprzyjającym dyfuzji wodoru jest również pole elektryczne.

Dyfuzja wodoru do metalu może zachodzić podczas odlewania wlewków, obróbki plastycznej i cieplnej, spawania, trawienia, nanoszenia pokryć elektrolitycznych, a także podczas pracy w środowiskach, które go zawierają.

W atmosferze praktycznie nie występuje wolny wodór. Główną przyczyną nawodorowania, przy oddziaływaniu tytanu i jego stopów z otaczającym ośrodkiem, jest para wodna. W wyniku jej rozkładu na powierzchni powstaje tlenek tytanu i wodór, który dyfunduje do przedmiotu. Warstwa tlenkowa stanowi swego rodzaju barierę utrudniającą proces dyfuzji.

Wodór może także przenikać z substancji trawiących, stosowanych do poprawienia jakości blach i usunięcia warstwy powierzchniowej nasyconej składnikami gazowymi. Np. kwasy rozpuszczające tytan powodują silne nawodorowanie go, wywołując kruchość wodorową. Przy trawieniu wodór koncentruje się w cienkiej warstwie powierzchniowej o grubości  $0,02 \div 0,03$  mm. Struktura warstwy składa się z wodorków i osnowy (roztworu). Po nagraniu do temperatury przewyższającej  $100^{\circ}\text{C}$  zachodzi dyfuzja wodoru w głąb metalu, w wyniku czego jego zawartość w objętości wzrasta. Nawodorowanie podczas trawienia zależy od składu fazowego stopu oraz wielkości i kształtu ziarna. Im więcej fazy  $\beta$  w stopie tytanu, tym intensywniejsze jest nawodorowanie. Szybkość pochłaniania wodoru przez tytan i jego stopy zależy zarówno od makro-, jak i mikrostruktury; dyfuzja rośnie ze wzrostem rozdrobnienia ziarn. Na proces adsorpcji szczególny wpływ wywiera kształt ziarn. Stwierdzono np., że tytan o ziarnach stekstrowanych aktywniej pochłania wodór niż tytan o budowie komórkowej [1].

Źródłem wodoru mogą być również inne związki chemiczne. Do najbardziej typowych należy zaliczyć węglowodory i wodorek sodu [2].

Skłonność do nawodorowania zwiększa się ze wzrostem temperatury obróbki plastycznej lub temperatury grzania w obróbce cieplnej. Podczas frezowania i toczenia z chłodzeniem stopów tytanu, zawartość wodoru na głębokości dochodzącej do  $0,18$  mm zwiększa się średnio 1,5 raza (z  $0,0043 \div 0,006$  do  $0,006 \div 0,01\%$ ). Maksymalna jego ilość występuje na powierzchni, przy czym rozmieszczenie jest nierównomierne [2].

Nawodorowanie może również zachodzić w czasie eksploatacji. Zjawisko to obserwowano m.in. w powłokach tytanowych, które pracowały w kontakcie z kwasami beztlenowymi w temp.  $250^{\circ}\text{C}$ . W tym przypadku rozkład wodoru był niejednorodny i wynosił  $0,008 \div 1,5\%$ . Największe nasilenie wodoru występowało w sąsiedztwie szwów spawalniczych i obszarów koncentracji naprężeń, tj. w miejscach, gdzie została naruszona warstwa tlenkowa. Stwierdzono, że najbardziej szkodliwy wpływ wywiera powierzchniowe zanieczyszczenie tytanu żelazem. W niektórych przypadkach, dzięki jego obecności, zawartość wodoru wynosiła  $0,139\%$  [1].

## Mechanizmy kruchości wodorowej

W wyniku oddziaływania metalu z wodorem mogą powstać roztwory stałe, wodorki, produkty gazowe i wodór cząsteczkowy skoncentrowany w różnego rodzaju niedoskonałościach sieci krystalograficznej. We wszystkich przypadkach wodór ma szkodliwy wpływ na właściwości metalu. Liczne prace zagraniczne wskazują, że istnieją dwa rodzaje kruchości wodorowej metali [3]. Kruchość I rodzaju zwiększa się ze wzrostem prędkości odkształcenia, a II rodzaju odwrotnie, ze wzrostem prędkości deformacji całkowicie zanika. Różnice te pokazano na rys. 1.

Biorąc pod uwagę inne czynniki wpływające na przebieg kruchości wodorowej, wymienione rodzaje można podzielić na grupy (rys. 2). W tytanie i jego stopach może wystąpić:

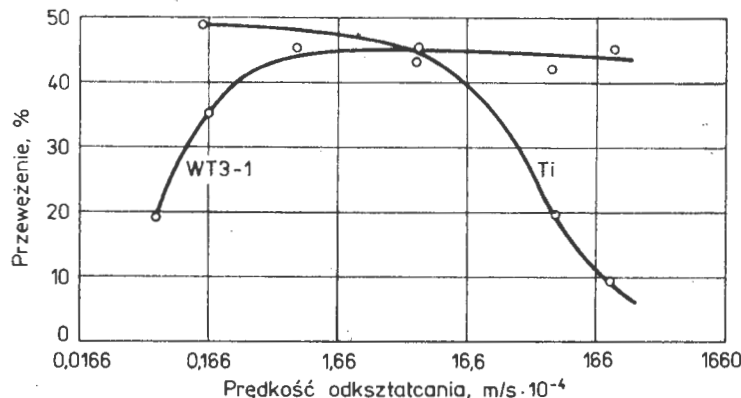
- kruchość wodorkowa,
- kruchość na zimno,
- kruchość nieodwracalna,
- kruchość odwracalna,
- wodorowe statyczne zmęczenie.

Kruchość wodorkowa wynika z obecności wodorków. Ponieważ rozpuszczalność wodoru w tytanie jest mała, powstają w nim wtórne wydzielenia wodorków, które przy wolnym chłodzeniu wydzielają się w postaci cienkich płytek, a po hartowaniu — wysokodispersyjnych cząstek. Płytki skupiają się często wzdłuż płaszczyzn poślizgu i bliźniakowania, chociaż spotyka się także i inne orientacje. W tytanie i jego stopach o strukturze  $\alpha$  w temperaturze otoczenia wodorki ulokowane są wzdłuż płaszczyzn poślizgu [4].

Kruchość spowodowana obecnością  $\text{TiH}_2$  charakteryzuje się tym, że:

- wodorki w szerokim zakresie stężeń nie zmieniają właściwości wytrzymałościowych i plastycznych przy prędkości badań poniżej  $(1,66 \div 3,32) \cdot 10^{-4}$  m/s (przy statycznej próbie rozciągania),
- wzrost prędkości odkształcania, liczby karbów i obniżenie temperatury badań zwiększa kruchość.

Wpływ temperatury badań na udarność tytanu zawierającego  $0,035\%$   $\text{H}_2$  przedstawiono na rys. 3. Wzrost ostrości karbu powoduje zwiększenie temperatury przejścia ze stanu plastycznego do kruchego. Niszczenie rozprzestrzenia się



Rys. 1. Wpływ prędkości odkształcania na przewężenie tytanu technicznej czystości zawierającego  $0,035\%$   $\text{H}_2$  i stopu WT3-1 z  $0,15\%$   $\text{H}_2$  [3]

wzdłuż powierzchni rozdziału między  $TiH_2$  i osnową. Przy małych stężeniach wodoru, wodorki znacznie obniżają udarność, nie zmieniając właściwości wytrzymałościowych. Dzieje się tak dlatego, że wodorki mają pewną plastyczność i przy małych prędkościach odkształceń deformują się nie powodując pęknięć, natomiast przy dużych nie zdążają się odkształcić i działają jako efektywny karb [5]. Kształt i rozmieszczenie  $TiH_2$  w osnowie wykazują znaczny wpływ na właściwości plastyczne. Np. długotrwałe wyżarzanie tytanu nasyconego wodorem w temp. 423 K prowadzi do bardziej zwartych wydzielen sprzyjających zwiększeniu udarności.

Kruchość na zimno wywołana jest rozpuszczonym wodorem i występuje w metalach pochłaniających go zgodnie z reakcjami egzotermicznymi. Charakteryzuje się ona następującymi cechami:

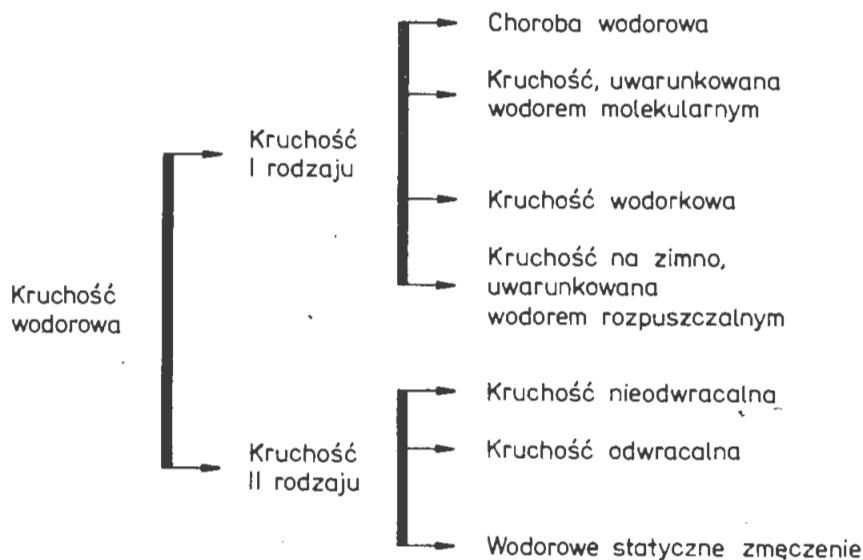
— plastyczność stopów, przy określonych stężeniach wodoru, pozostaje prawie nie zmieniona, a następnie spada do bardzo małych wartości,

— zawartość wodoru powodująca gwałtowne obniżenie plastyczności zmniejsza się z obniżeniem temperatury [1].

Kruchość wodorową o takim charakterze obserwuje się w stopach tytanu o strukturze  $\alpha+\beta$  i  $\beta$ . W badaniach udarności stopów WT3-1 i WT8, kruchość występuje przy zawartości wodoru  $>0,2\%$ , a pierwsze wydzielenia wodorków, widoczne na mikroskopie optycznym, pojawiają się przy zawartościach  $>0,3\%$   $H_2$  [6]. Obniżenie wiązkości nie powstaje wskutek widocznych zmian mikrostruktury.

Boksztejn [7] twierdzi, że wodór nie skupia się na granicach ziarn, lecz segreguje na dyslokacjach, które chociaż ułatwiają zarodkowanie pęknięć, nie są odpowiedzialne za ich rozprzestrzenianie się. Powstawanie submikroskopowych wydzielen wodorków nie jest również przyczyną rozpatrywanego rodzaju kruchości w przypadku, gdy rozwija się ona w metalu bezpośrednio po hartowaniu z dostatecznie wysokich temperatur. Nie ma też podstaw do przypuszczeń, że przyczyną pęknięcia jest adsorpcja wodoru na wewnętrznych powierzchniach rozdziału. W metalach pochłaniających wodór zgodnie z reakcją egzotermiczną ciśnienie wewnętrzne jest tak małe, że nie może stanowić przyczyny kruchości.

Autorzy pracy [1] przypuszczają, że taka kruchość na zimno może być spowodowana oddziaływaniem wodoru z dyslokacjami. Wodór będzie prowadził do kruchego niszczenia



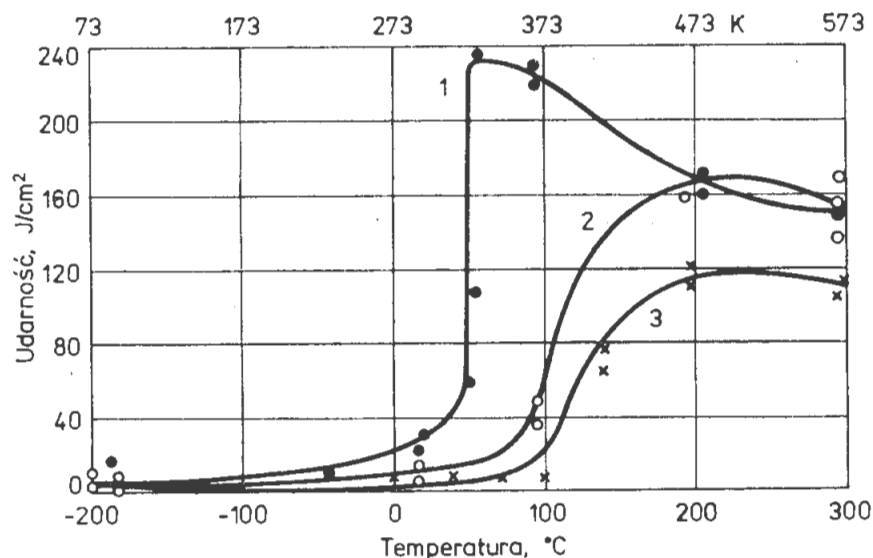
Rys. 2. Schematyczny podział kruchości wodorowej [3]

tylko w tym przypadku, jeśli ułatwia on nie tylko zarodkowanie, lecz i rozprzestrzenianie się pęknięć. Badania ostatnich lat [3] wykazały, że wszystkie metale o sieciach układu regularnego nie są podatne na kruchość na zimno; wywołują ją domieszki międzywęzłowe w odpowiednich zawartościach. Wpływ zawartości domieszek na temperaturę kruchości na zimno może mieć charakter liniowy lub bardziej złożony. Boirąc pod uwagę warunki produkcyjne należy stwierdzić, że kruchość na zimno spowodowana przez wodór rozpuszczony w tytanie jest mało prawdopodobna, gdyż w procesie wytwarzania przedmiotów koncentracja  $H_2$  nie osiągnie tak wysokich stężeń, które w sposób niebezpieczny odkształciłyby sieć Ti.

Kruchość nieodwracalna wywołana jest rozpadem roztworów stałych przesyconych wodorem przy małych prędkościach odkształceń. Jeśli zawartość wodoru w tytanie jest niezbyt duża, po zahartowaniu próbek powstaje roztwór przesycony tym pierwiastkiem. Nie obserwuje się kruchości przy dużych prędkościach odkształceń, lecz przy małych, gdy roztwór przesycony rozpada się i powstają

cienkie płytki wodorków. Zjawisko to występuje w stopach tytanu o strukturze  $\alpha$  [1].

W próbkach wyżarzonych przy dowolnej prędkości odkształceń i hartowanych odkształcanych z dużą prędkością, wodorki zorientowane są dowolnie. Natomiast w próbkach hartowanych odkształcanie z małą prędkością powoduje powstawanie dużej ilości wodorków, zorientowanych prostopadle do osi rozciągania [8]. Płytki  $TiH_2$  prostopadle do kierunku rozciągania bardzo silnie zwiększają kruchość metalu. Niekorzystny układ wodorków obserwuje się wówczas, gdy naprężenia przekroczą pewną wartość krytyczną, lecz nie osiągną granicy plastyczności. Te krytyczne naprężenia zależą od technologii przygotowania próbek, a głównie od stopnia zgniotu i stanu naprężeń. Na zorientowanie wodorków wpływa nie tylko ułożenie próbki w odniesieniu do naprężeń zewnętrznych, lecz również otrzymywanie materiału. Wstępna obróbka plastyczna stopu przez walcowanie, kucie, ciągnięcie lub rozciąganie prowadzi do ukonstytuowania głównej orientacji płaszczyzn habitus. Jeżeli będzie ona dowolna, powstające wodorki nie będą pro-



Rys. 3. Wpływ temperatury badań na udarność tytanu zawierającego 0,035%  $H_2$  [1]: 1 — próbki bez karbu, 2 — próbki z karbem o promieniu 5 mm, 3 — próbki z karbem o promieniu 2 mm

stopadłe do naprężeń rozciągających, lecz wydzielią się wzdłuż istniejących płaszczyzn habitus. Dzięki temu, stosując racjonalną technologię otrzymywania detali i gotowych elementów konstrukcji, można zmniejszyć kruchość nieodwracalną [3].

Wodór z roztworu stałego przesyconego może wydzielać się nie tylko pod wpływem przyłożonych naprężeń, lecz również w procesie starzenia [1]. Obserwowano również obniżenie plastyczności w stopach o strukturze  $\alpha+\beta$ , a nie tylko  $\alpha$ . Tłumaczono to procesami rozpadu, które zachodzą w roztworach  $\alpha$  i  $\alpha'$  przesyconych wodorem. Williams [9] uważa, że kruchość wodorowa rozwijająca się w stopach tytanu przy małych prędkościach odkształceń różni się od kruchości powstającej przy dużych prędkościach tylko odmiennym charakterem kinetyki wydzielen  $TiH_2$ .

Kruchość nieodwracalna wynikająca z przesylenia wodorem roztworu stałego  $\alpha$  występuje w określonym zakresie temperatur. Najwyższa temperatura odpowiada granicznej rozpuszczalności wodorków, najniższa natomiast uwarunkowana jest szybkością dyfuzji. Gdy szybkość dyfuzji obniży się na tyle, że wodorki nie powstaną, wówczas poniżej tej temperatury kruchość nie wystąpi.

Kruchość wodorową odwracalną można scharakteryzować następująco:

— pojawia się w określonym zakresie temperatur, który zależy od prędkości odkształcania i składu chemicznego stopu,

— ze wzrostem prędkości odkształcania, temperaturowy zakres zmniejszania plastyczności maleje, przy czym plastyczność w nim jest większa,

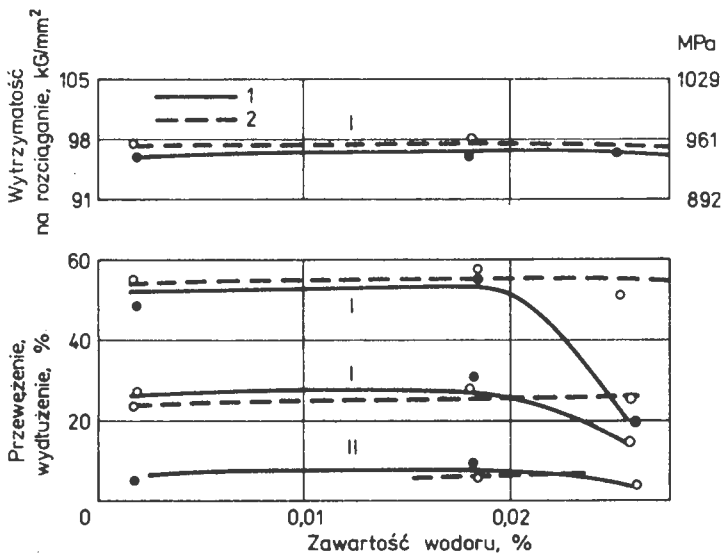
— gdy prędkość odkształcania osiągnie określoną wartość, wówczas kruchość nie wystąpi,

— temperatura przejścia ze stanu plastycznego w kruchy zwiększa się ze wzrostem zawartości wodoru,

— wodór nieznacznie zmienia wydłużenie równomierne i wyraźnie zmniejsza przewężenie [3].

Kruchość wodorowa odwracalna jest uwarunkowana procesami, które zachodzą w roztworach stałych wodoru w metalu podczas odkształceń plastycznych [1]. Obserwowano ją również w stopach tytanu. Na rys. 4 przedstawiono wyniki badań otrzymane w próbie rozciągania w temperaturze otoczenia. Do doświadczeń stosowano próbki gładkie i z karbem ze stopu Ti-140A, w których zawartość wodoru

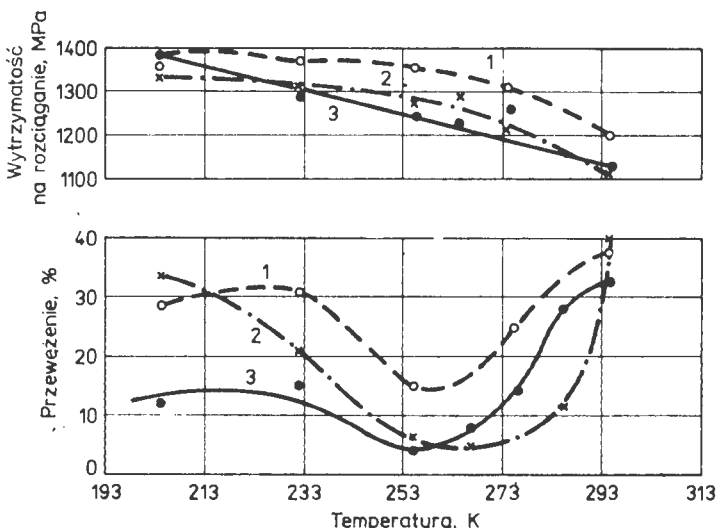
zmieniała się w granicach 0,002÷0,025%. W badanych materiałach wytrzymałość na rozciąganie była stała zarówno przy dużej ( $0,415 \cdot 10^{-4}$  m/s), jak i małej ( $0,083 \cdot 10^{-4}$  m/s) prędkości rozciągania. Natomiast plastyczność malała przy zawartości wodoru  $>0,02\%$ , podczas wykonywania badań z małą prędkością i pozostawała nie zmieniona przy dużej prędkości rozciągania. Nieco inne zależności obserwowano dla stopu tytanu WT3-1 o strukturze  $\alpha+\beta$  [1]. Badania prowadzono na materiale kuty, otrzymanym z seryjnego wlewka, który po nawodorowaniu wyżarzano izotermicznie. Zawartość wodoru w badanych próbkach, bez karbu,



Rys. 4. Wpływ wodoru na właściwości mechaniczne stopu Ti-140A przy następujących prędkościach rozciągania [1]: 1 —  $0,083 \cdot 10^{-4}$  m/s, 2 —  $0,415 \cdot 10^{-4}$  m/s, I — próbki bez karbu, II — próbki z karbem

wynosiła od 0,002 do 0,1%. Na rys. 5 przedstawiono wpływ temperatury badań na właściwości mechaniczne stopu WT3-1, zawierającego 0,05%  $H_2$ . Próby prowadzono przy różnych prędkościach, wynoszących:  $3,32 \cdot 10^{-4}$ ;  $0,664 \cdot 10^{-4}$ ;  $0,0664 \cdot 10^{-4}$  m/s. Z przytoczonych danych wynika, że przewężenie przy prędkości rozciągania  $0,0664 \cdot 10^{-4}$  m/s silnie obniża się z 35% w temperaturze 22°C do 4% przy  $-18^\circ C$ . Przy dalszym spadku temperatury obserwuje się pewien wzrost przewężenia, którego wartość ( $\sim 12\%$ ) ustala się przy  $-40^\circ C$ . Przy pozostałych prędkościach rozciągania, zmiany przewężenia z temperaturą mają podobny charakter. Różnica tkwi w wartości przewężenia minimalnego i w zakresie temperatur odpowiadających tej wartości. Zmiana wytrzymałości na rozciąganie z temperaturą ma podobny charakter dla badanych prędkości rozciągania.

Początkowo uważano, że kruchość odwracalna występuje w stopach tytanu o strukturze  $\alpha+\beta$ . Późniejsze doświadczenia wykazały jednak, że zachodzi ona również w materiałach o strukturze  $\alpha$  lub  $\beta$  [10]. Istnieją teorie tłumaczące



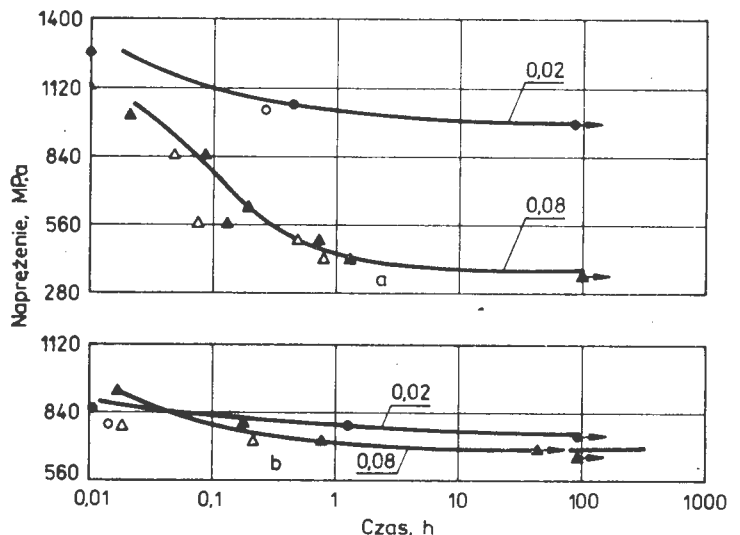
Rys. 5. Wpływ temperatury na właściwości mechaniczne stopu WT3-1 zawierającego 0,03%  $H_2$ , przy statycznej próbie rozciągania z różnymi prędkościami [1]: 1 —  $3,32 \cdot 10^{-4}$  m/s, 2 —  $0,664 \cdot 10^{-4}$  m/s, 3 —  $0,0664 \cdot 10^{-4}$  m/s

zjawisko kruchości odwracalnej, niemniej jednak żadna z nich nie wyjaśnia w pełni tego zagadnienia.

Wodorowe statyczne zmęczenie obserwuje się, gdy naprężenia zewnętrzne osiągną wartość krytyczną i pod wpływem długotrwałego ich działania w metalu powstają i rozwijają się pęknięcia prowadzące do kruchości niszczenia przedmiotu. Ilościową miarą odporności metalu na statyczne zmęczenie jest czasowa wytrzymałość [3]. Liczne badania wykazały, że wodór obniża odporność metalu na obciążenia statyczne, co prowadzi do przedwczesnego niszczenia przy założonym poziomie naprężeń w porównaniu z próbkami nie nawodorowanymi, tzn. wodór zmniejsza czasową wytrzymałość.

Kruchość ta jest najważniejsza z praktycznego punktu widzenia, gdyż w wielu przypadkach występuje po długiej pracy przedmiotu, przy naprężeniach mniejszych nie tylko od wytrzymałości, lecz i granicy plastyczności. Oprócz tego w czasie niszczenia nie towarzyszy jej zauważalne odkształcenie plastyczne. Statyczne wodorowe zmęczenie powstaje przy tak niskich stężeniach wodoru, które nie powodują zauważalnych zmian właściwości podczas statycznej próby rozciągania. Zadowalającą metodą oceny skłonności metali do kruchości tego typu są badania wytrzymałości czasowej lub zginania statycznego. Wytrzymałość czasowa zależy od wytrzymałości na rozciąganie stopu, jego struktury, zawartości i rozłożenia wodoru w próbkach oraz koncentracji naprężeń. Ogólnie obserwuje się tendencję do wzrostu statycznej wodorowej kruchości ze wzrostem  $R_m$ . Wytrzymałość czasowa jest tym niższa, im większa jest zawartość wodoru. Zauważono również jej spadek głównie w próbkach z karbem.

Badania [11] stopu tytanu TiAl4Mn4 o strukturze  $\alpha+\beta$  prowadzone na próbkach z karbem wykazały, że wodór obniża wytrzymałość czasową i zwiększa skłonność do zmęczenia statycznego. Niszczenie zachodzi w wyniku zarodkowania pęknięcia na wierzchołku karbu i stopniowego



Rys. 6. Krzywe czasowej wytrzymałości dla stopu TiAl4Mn4 [11]: a) po starzeniu, b) — po hartowaniu

jego wzrostu. Doświadczenia wykazały, że zarodkowanie pęknięć jest szybsze, gdy zawartość wodoru jest wyższa od krytycznej.

Wpływ struktury na wodorowe statyczne zmęczenie przedstawia rys. 6, z którego wynika, że stopy Ti — ( $\alpha+\beta$ ) są mniej czułe na tę kruchość w stanie hartowanym. Autorzy pracy [11] tłumaczą to następująco: stop starzony, mający wyższą wytrzymałość, jest bardziej skłonny do wodorowego statycznego zmęczenia niż hartowany. Kruchość tego typu pojawia się w określonym zakresie temperatur. Np. w starzonym stopie TiAl4Mn4 wodór obniża wytrzymałość czasową przy temperaturze badań 77÷421 K. Dalszy wzrost temperatury nie wykazuje ujemnego wpływu wodoru. W temperaturze otoczenia niszczenie zachodzi przy mniejszych przyłożonych naprężeniach niż w temperaturze wyższej bądź niższej. Przy zadanym poziomie naprężeń zewnętrznych czas potrzebny do zniszczenia maleje z obniżeniem temperatury od 421 K do temperatury otoczenia, lecz przy ujemnej ponownie wzrasta.

W pracy [12] stwierdzono, że wodór powinien wyraźnie zmniejszać czas potrzebny do zniszczenia przy statycznym obciążeniu próbek hartowanych z tytanu. W tym przypadku powstawaniu pęknięć, uwarunkowanemu koagulacją wadkansów na granicach ziarn, powinno towarzyszyć wydziela-

cd. na s. 45

# Uszkodzenie udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową

Dr inż. MIROSLAW OSTAPKOWICZ

Silniki turbinowe ze sprężarką osiową są bardzo wrażliwe na zaburzenia strumienia wlotowego. Dlatego na drodze przepływu powietrza do silników turbinowych nie stosuje się siatek stałych, chroniących silniki przed przedostawaniem się do nich zanieczyszczeń mechanicznych. Do silnika turbinowego, wraz ze strumieniem zasysanego powietrza, przedostawać się więc mogą różnego rodzaju zanieczyszczenia mechaniczne, tzw. ciała obce, które zderzając się z łopatkami sprężarki będą powodować ich uszkodzenia udarowe.

## Mechanizm przedostawania się ciał obcych do silnika

Na podstawie badań tego zjawiska można stwierdzić, że najczęstszą przyczyną przedostawania się ciał obcych do silnika jest zasysanie przez „powietrzny wir sznurowy”. Tworzy się on w czasie pracy silnika między płytą lotniska a wlotem silnika i składa się z jądra i strefy rozrzedzenia. Niebezpieczeństwo zassania ciał obcych stwarza przede wszystkim jądro wiru, mające dużą siłę ssącą, dzięki której może porywać ze sobą ciała obce nawet o dużej masie. Natomiast w strefie rozrzedzenia mogą być zasysane do silnika tylko ciała bardzo małe, znajdujące się w strefie. Wszystkie ciała obce znajdujące się po zewnętrznej stronie wiru zostają z niego wyrzucone i nie mogą przedostać się do kanału wlotowego silnika. Intensywność wiru zależy od jego prędkości kątowej i wirowej powierzchni normalnej. Wartość prędkości kątowej zależy od masowego natężenia przepływu powietrza przez silnik, prędkości przemieszczania się samolotu po lotnisku oraz od prędkości i kierunku wiatru. Prędkość ta (a tym samym i intensywność wiru) wzrasta ze wzrostem prędkości obrotowej silnika, a maleje ze wzrostem prędkości przemieszczania się samolotu po lotnisku i wzrostem prędkości wiatru (do określonej granicy), wiejącego w kierunku wlotu do silnika samolotu. Przy pewnej prędkości przemieszczania się samolotu, prawdopodobnie równej lub zbliżonej do prędkości przepływu strumienia powietrza w kanale wlotowym silnika, efekt wiru może całkowicie zaniknąć.

Do silnika mogą się przedostać także przedmioty pozostawione w kanale wlotowym (podczas wykonywania obsługi okresowych lub remontu) oraz ciała, które są wprowadzane do strumienia wlotowego z zewnątrz, np.: przelatujące bardzo blisko samolotu ptaki, ciała wdmuchiwane przez pracujące silniki innych samolotów, rykoszety od kół samolotów.

cd. ze s. 44

nie wodorków. W związku z tym, że tworzenie wodorków w Ti jest związane z dużym efektem objętościowym, nawet przy niewielkiej ilości wydzielenia, wodór wyraźnie obniża wytrzymałość czasową.

Przytoczona analiza wykazuje, że nawodorowanie elementów ze stopów tytanu, które może nastąpić w trakcie różnych zabiegów technologicznych, może niekiedy mieć znaczny wpływ na obniżenie trwałości i niezawodności części z nich wykonanych. Zależność stopnia nawodorowania od wielu konkretnych czynników i brak uogólnionej teorii uwzględniającej całość tych problemów utrudnia prognozowanie właściwości w przypadku nawodorowania.

Stwarza to konieczność prowadzenia dalszych prac w celu wyjaśnienia mechanizmów nawodorowania i opracowania skutecznych sposobów zabezpieczania przed nim wytwarzanych przedmiotów.

## Mechanizm powstawania uszkodzeń udarowych

Ciało obce przelatujące przez silnik będzie uderzać z bardzo dużą prędkością, rzędu kilkuset m/s, w łopatki silnika powodując ich uszkodzenia udarowe.

Pierwsze uszkodzenie powstaje najczęściej na łopatkach wirnika I lub II stopnia sprężarki, a tylko w wyjątkowych przypadkach -- na łopatkach wirnika III stopnia.

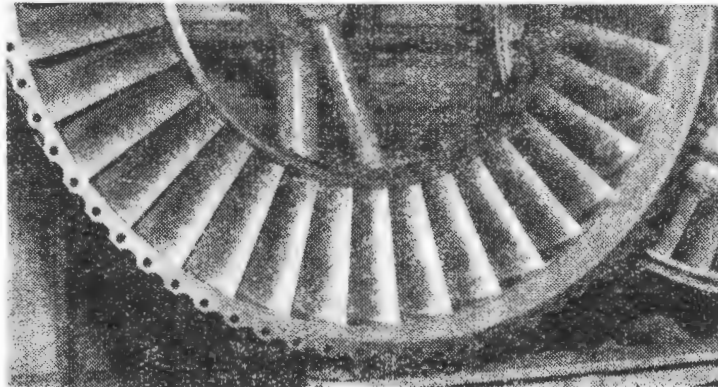
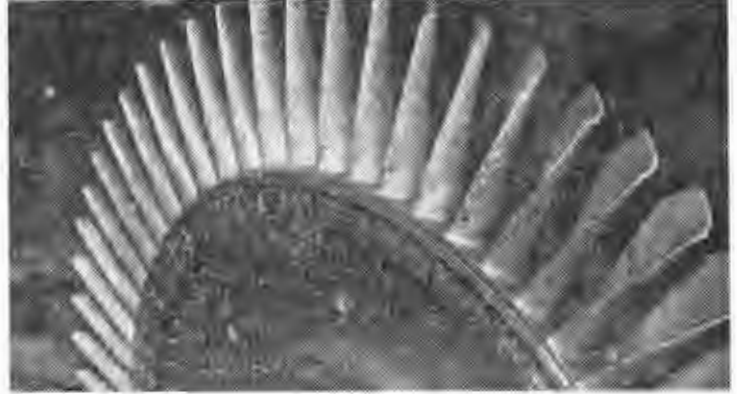
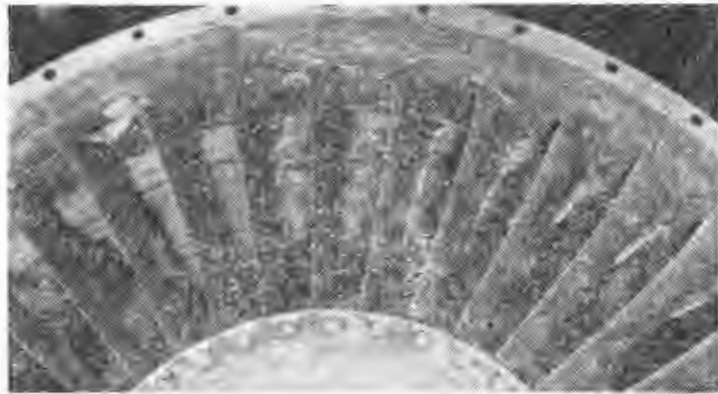
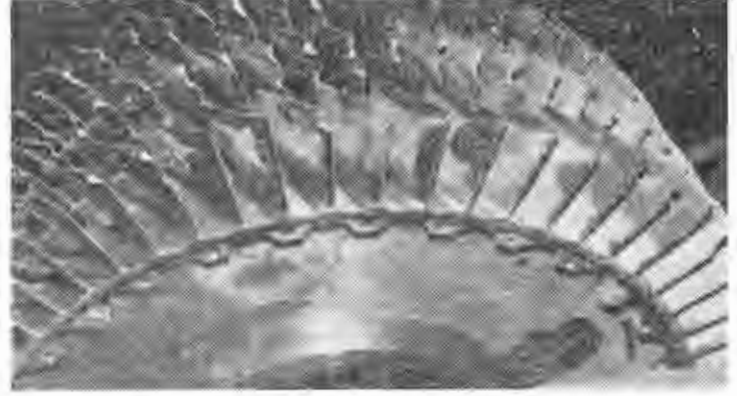
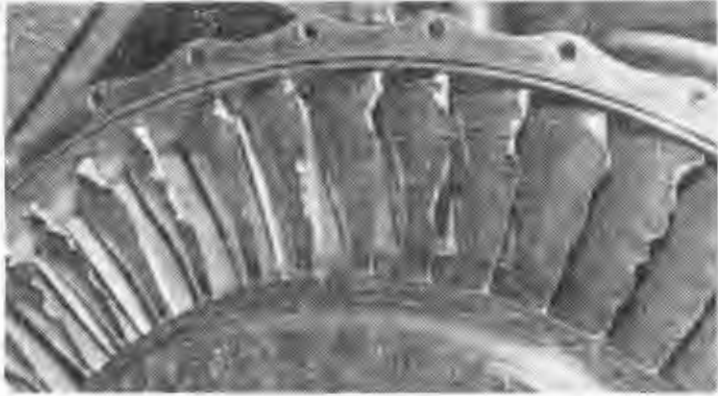
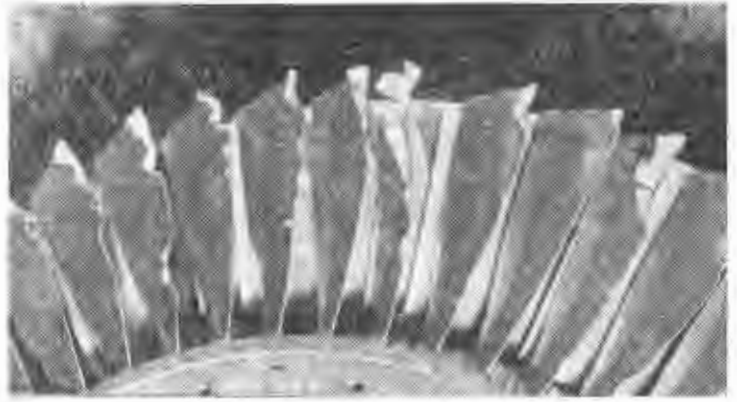
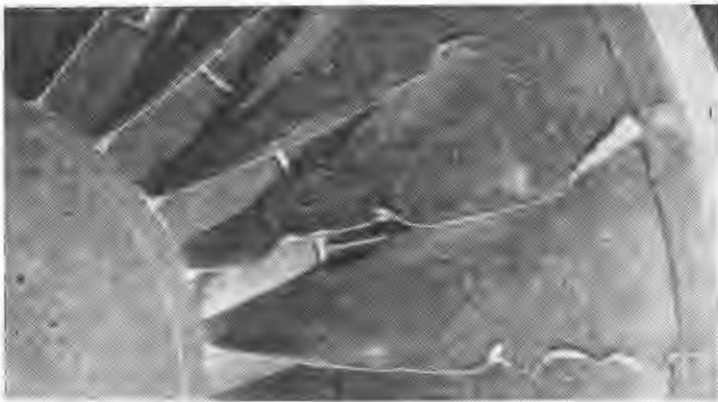
Wszystkie uszkodzenia powstają zawsze na krawędziach łopatek lub w bezpośrednim ich sąsiedztwie. Nie spotyka się uszkodzeń na bocznych powierzchniach łopatek, ponieważ są one osadzone w wieńcach pod małym kątem zaklinowania. Wygięcie krawędzi splotu łopatek jest zawsze zgodne z kierunkiem ruchu obrotowego wirnika silnika. Na tej podstawie można stwierdzić, że uszkodzenia łopatek kierowniczych są następstwem odbicia ciała obcego od krawędzi natarcia łopatek wirnika. Ciało to, po wpadnięciu między palisadę łopatek kierowniczych i łopatek wirnika, odbija się od obracających się łopatek wirnika i z dużą siłą uderza w łopatki kierownicy.

Z przeprowadzonych dotychczas badań wynika, że środek pierwszego uszkodzenia łopatek wirnikowych na stopniu wlotowym sprężarki znajduje się z reguły w przedziale 10÷40% długości łopatki, licząc od jej wierzchołka, a środek pierwszego uszkodzenia łopatek wirnikowych na drugim stopniu sprężarki -- w przedziale 5÷30% długości łopatki. W sporadycznych przypadkach uszkodzenia mogą znacznie wykraczać poza ten przedział w kierunku podstawy łopatki. Nie udało się ustalić przedziału długości łopatki, w którym następuje uderzenie ciała obcego na krawędzi natarcia wirnika III stopnia sprężarki (ze względu na małą liczbę zarejestrowanych tego rodzaju uszkodzeń). W dotychczas stwierdzonych przypadkach uszkodzenia te układały się na wysokości ok. 10% długości łopatki, licząc od jej wierzchołka.

Po uszkodzeniu pierwszej łopatki ciało obce przedostaje się do kolejnego stopnia sprężarki albo wykonuje „ślizg” po krawędziach łopatek w stronę przeciwną do kierunku ruchu obrotowego wirnika. Podczas zderzenia z łopatką wirnikową, siła odbicia ciała obcego może być tak duża, że spowoduje uszkodzenie udarowe łopatek kierowniczych stopnia poprzedzającego. Musi być przy

## LITERATURA

1. B. A. KOLACZEW i in.: Mechaniczeskije swojstwa titana i jego spławow. Moskwa, *Mietallurgija*, 1974.
2. U. ZWICKER: Titan und Titanlegierungen. Berlin, *Springer-Verlag*, 1974.
3. B. A. KOLACZEW: Wodorodnaja chrupkost cwietych mietalłow. Moskwa, *Mietallurgija*, 1966.
4. T. S. LIU, M. A. STEINBERG: The mode of hydride precipitation in  $\alpha$ -Ti and  $\alpha$ -Ti-alloys. *Trans. Am. Soc. Metals*, 1958, vol. 50, str. 455÷477.
5. Praca zbiorowa: Titan i jego spławy. Sudpromgiz, 1960, t. 1.
6. C. J. BEEVERS i in.: Fracture of Titanium -- Hydrogen alloys. *J. Less Common Metals*, 1968, vol. 14, nr 4, str. 387÷396.
7. S. Z. BOKSZTEJN: Strojienie i swojstwa mietalliczeskich spływow. Moskwa, *Mietallurgija*, 1971.
8. M. R. LOUTHAN: Stress orientation of TiH in Ti. *Trans. Metallurg. Soc. AIME*, 1963, vol. 227, nr 5, str. 1166÷1170.
9. D. N. WILLIAMS: The Hydrogen embrittlement of Titanium alloys. *J. Inst. Metals*, 1962, vol. 91, nr 4, str. 147÷152.
10. R. I. KOTFILA, E. F. ERBIN: Hydrogen embrittlement of a Ti-alloy. *Metal Progress*, 1954, vol. 66, nr 4, str. 128÷131.
11. R. D. DANIELS i in.: Delayed failure and Hydrogen embrittlement in Ti. *Trans. Am. Soc. Metals*, 1959, nr 60, str. 843÷860.
12. M. H. SZORSZOROW i in.: Titan i jego spławy. Wyp. X, Is-sledowanie titanowych spławow. Izv. AN ZSRR, 1963, str. 284÷292.



Rys. Ogólny widok uszkodzonych łopatek sprężarki i turbiny przez ciało metalowe o dużych rozmiarach poziomo: a) wirnik I stopnia sprężarki (stopnia wejściowego), b) wirnik II stopnia sprężarki, c) wirnik III stopnia sprężarki, d) wirnik IV, V i VI stopnia sprężarki, e) kierownica I stopnia sprężarki, f) wirnik I stopnia turbiny, g) aparat dyszowy I stopnia turbiny

tym spełniony warunek, że ciało obce będzie miało dużą sprężystość i twardość.

#### Analiza uszkodzeń uderzających

Z badań statystycznych liczby uszkodzonych łopatek na poszczególnych stopniach sprężarki i turbiny lotniczego silnika dwuwałowego wynika, że:

— liczba uszkodzonych łopatek turbiny w porównaniu z liczbą uszkodzonych łopatek sprężarki stanowi niewielki procent,

— łopatki wirnikowe sprężarki ok. 10-krotnie częściej ulegają uszkodzeniu niż łopatki kierownicze,

— łopatki wirnikowe stopnia wejściowego sprężarki prawie 4-krotnie częściej ulegają uszkodzeniu niż łopatki wirnikowe pozostałych stopni.

Z analizy uszkodzeń łopatek wynika, że pyły i błoto nie powodują ich uszkodzeń. Ciało te, ze względu na małą masę przyspieszają jedynie erozję łopatek sprężarek osiowych i w pewnym stopniu pogarszają warunki ich pracy. Ciało o większej masie (np. miękki beret mechaniczny) powodują uszkodzenie tylko pierwszej napotkanej łopatki wirnika I stopnia sprężarki (wygięcie naroża na krawędzi natarcia łopatki). Ptaki, w zależności od wielkości i prędkości obrotowej silnika, uszkadzają najczęściej 1-3 łopatki wirnika stopnia wejściowego sprężarki na krawędzi natarcia. Zdarza się, że wpadający do silnika ptak uszkadza również kanał wlotowy. Wówczas kawałki blachy ze stopu aluminium zasysane przez silnik powodują uszkodzenie łopatek wirnikowych wszystkich stopni sprężarki, przy czym, w zależności od prędkości obrotowej silnika i prędkości przepływu strumienia, liczba uszkodzonych łopatek na poszczególnych stopniach sprężarki będzie różna. W czasie pracy silnika na maksymalnej prędkości obrotowej (start samolotu), największym uszkodzeniom ulegają łopatki wirnika stopnia wejściowego sprężarki, a w wirnikach kolejnych stopni liczba uszkodzonych łopatek maleje. Podczas lotu samolotu z małą prędkością (lądowanie) sytuacja jest odwrotna.

W przypadku ciał obcych o dużej twardości (oprócz pyłów) powstają dość duże uszkodzenia. Nawet uderzenia ziaren piasku zmieniają profil aerodynamiczny i gładkość łopatek sprężarki, a w niektórych przypadkach powodują wybicia materiału na krawędzi natarcia łopatek wirnika stopnia wejściowego na głębokość do kilkuset mikronów.

Kruszywa (żwir, skruszały beton) wpadając do pracującego silnika uszkadzają krawędzie natarcia łopatek wirnikowych sprężarki oraz niszczą emalię ochronną na ich powierzchniach przepływowych. W zależności od twardości, wymiarów i masy kruszywa, uszkodzenia te mogą wystąpić na krawędziach natarcia łopatek wirnikowych nawet wszystkich stopni sprężarki. Uszkodzenia te mają zarysy płynne, a na niektórych łopatkach spotyka się nawet rozerwanie materiału. Kruszywa z reguły nie uszkadzają krawędzi spływu łopatek kierownic sprężarki, gdyż ulegają częściowemu rozbiiciu przy zderzeniu z łopatką. Ciała metalowe (np. druty stalowe, kawałki blachy, podkładki, śruby, nakrętki czy kawałki rurek) uszkadzają dużą liczbę łopatek w całym kanale przepływowym. Druć stalowy najczęściej powoduje nacięcia na krawędzi natarcia łopatek wirnikowych o głębokości 1÷1,5 mm. Uszkodzenia te mogą wystąpić nawet na wszystkich stopniach sprężarki. Kawałki blachy, podobnie jak drut stalowy, powodują z reguły uszkodzenia na krawędzi łopatek wirnikowych sprężarki w postaci wybicia materiału lub jego wyrwania. Stalowe śruby, nakrętki, podkładki, kawałki rurek są przyczyną bardzo wielu uszkodzeń łopatek wirnikowych i kierowniczych (dyszowych) na poszczególnych stopniach sprężarki i turbiny. Uszkodzenia te występują najczęściej w postaci: deformacji profili łopatek, wybicia, skałeczenia, wgniecenia, wyszczerbienia i rozerwania materiału.

Ciała metalowe o dużych wymiarach powodują najczęściej uszkodzenia na wszystkich łopatkach sprężarki i turbiny (rys.).

#### Zagrożenie bezpiecznej pracy silnika

Praca lotniczego silnika turbinowego ze sprężarką osiową w warunkach dużych uszkodzeń udarowych łopatek sprężarkowych może doprowadzić do niestatecznej jego pracy, nazywanej potocznie pompazem. Wskutek odrywania się strug powietrza od uszkodzonych łopatek sprężarki,

wystąpić mogą drgania ciśnienia o małej częstotliwości i wahania natężenia przepływu gazu w całym kanale przepływowym silnika. Pracy silnika towarzyszyć wówczas będą okresowo powtarzające się detonacje. Ten charakterystyczny efekt dźwiękowy wynika z tego, że podczas każdego oderwania strug powietrza od łopatek sprężarki następuje przedarcie się przez strefę oderwania strug w sprężarce masy powietrza o wysokim ciśnieniu z sprężarki do wlotu silnika. Strefa oderwania zajmuje duży procent obwodu każdego stopnia i obraca się z dużo mniejszą prędkością obrotową niż zespół wirnikowy silnika. Przez tę strefę nie będzie przepływać powietrze do komór spalania. Wskutek nadmiernego wzbogacenia mieszanki, w komorach spalania zgaśnie płomień wokół tych wtryskiwaczy, które znajdują się na linii oderwania strug powietrza. Obracająca się w stosunku do komór spalania strefa tego oderwania może zgasić po kolei płomień wokół wszystkich wtryskiwaczy roboczych silnika doprowadzając do jego samoczynnego wyłączenia.

Oprócz tego wszystkie prawie uszkodzenia udarowe łopatek w sprężarce i turbinie powstają na krawędzi natarcia lub krawędzi spływu (albo w bezpośrednim ich sąsiedztwie). Krawędzie łopatek, ze względu na największe oddalenie od ich głównej osi bezwładności, są w czasie pracy silnika obciążone dużymi naprężeniami skrętnymi i giętno-skrętnymi. Konsekwencją każdego uszkodzenia jest prawdopodobieństwo urwania łopatki silnika.

Z uszkodzeniami najbardziej niebezpiecznymi w pracy lotniczych silników turbinowych spotykamy się wtedy, gdy na tej samej wysokości łopatki występuje uszkodzenie zarówno krawędzi natarcia, jak i krawędzi spływu. Praca silnika z tak uszkodzoną łopatką doprowadza do jej urwania. Urwanie łopatki powoduje z reguły dalsze uszkodzenia łopatek na drodze jej przelotu przez kanał przepływowy silnika, co w przypadku łopatek sprężarkowych może doprowadzić do niestatecznej pracy sprężarki i samoczynnego wyłączenia silnika.

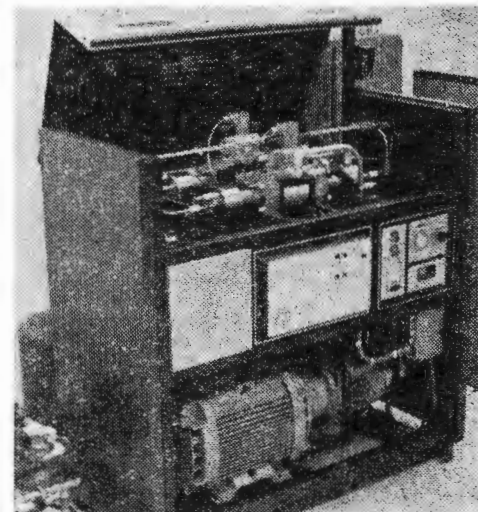
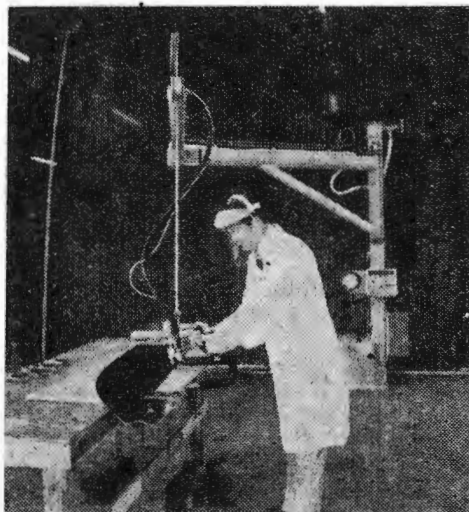
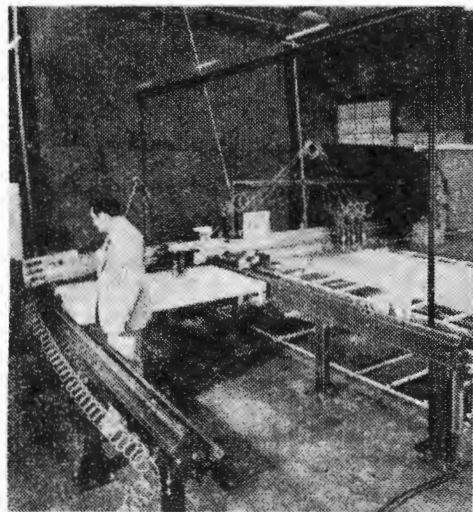
## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Hydrauliczne narzędzia do laminatów

Firma Flow Industries Inc. z Seattle (USA) dostarcza już od 1977 r. firmom lotniczo-astronautycznym narzędzi wykorzystujących strumień wody do cięcia i „wiercenia” laminatów zbrojonych włóknem kewarowym, węglowym i szklanym, w tym również materiałów przekładkowych.

Narzędzia konwencjonalne — wiertła, piły, noże oscylacyjne, a także laser — w zastosowaniu do laminatów stwarzają problemy związane z tępieniem się ostrza oraz wy-

Zestaw wyposażenia do obróbki laminatów obejmuje, poza właściwym narzędziem, stół z automatycznym sterowaniem do kształtowego cięcia we współrzędnych X-Y (rys. 1), kolumnę z wysięgnikiem do cięcia według szablonu (rys. 2) i zespół pompujący (rys. 3) wytwarzający ciśnienie 400 MPa (4080 kG/cm<sup>2</sup>). Można też stosować narzędzia swobodne, np. do wykonywania otworów, tj. narzędzia Waterouter.



rywaniem kawałków tworzywa i włókien zbrojenia, co powoduje konieczność kosztownego ręcznego wykończenia krawędzi obrabianego materiału. Narzędzia firmy Flow Industries, Waterouter i Waternife, tną twarde laminaty za pomocą strumienia czystej wody, bez dodatków materiałów ściernych, o prędkości wypływu 1000 m/s nie tworząc pyłu i dając gładką krawędź o ścięciu naroża nie większym niż 0,1 mm.

Szybkie rozpowszechnianie się nowoczesnych materiałów laminatowych w przemyśle lotniczo-astronautycznym skłoniło wiele firm do zainstalowania narzędzi Flow Industries. Należą do nich firmy amerykańskie Douglas Aircraft, McDonnell Douglas, Lockheed, Boeing, Boeing-Vertol, Sikorsky, Grumman, Martin Marietta, Hercules, Exxon-Nuclear i Fraftek-Exxon oraz firmy zagraniczne Canadair i British Aerospace, a także firmy japońskie.

# Rozpraszanie wirów brzegowych na motoszybowcu Ogar

Dr inż. WITOLD BŁAŻEWICZ  
Politechnika Warszawska

Badania nad skutecznością rozpraszaczy wirów brzegowych prowadzone w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej wykazały bardzo istotny spadek oporów indukowanych (powyżej 80%) dla badanych w tunelu aerodynamicznym skrzydeł o małych wydłużeniach. Zakres korzystnego działania rozpraszaczy zaczął się od współczynnika siły nośnej rzędu 0,3.

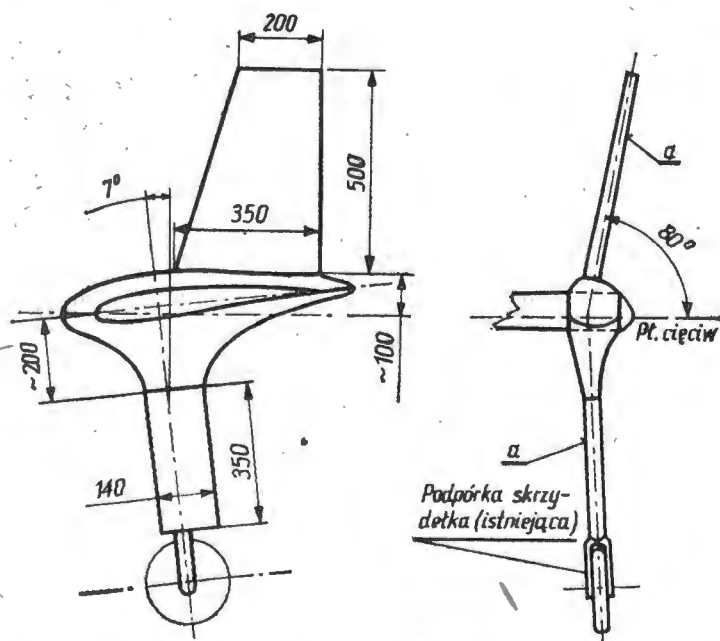
Przytoczone powyżej wyniki, otrzymane z kierowanych przez doc. dr hab. Jerzego Ostrowskiego prac studenckich Szymona Brodowicza i Ludomira Dąbrowskiego, skłoniły autora niniejszej notatki do zaprojektowania i wykonania rozpraszaczy do prób w locie na motoszybowcu SZD-45A Ogar.

Dostępne w literaturze informacje podają dowody skuteczności rozpraszaczy dla małych i średnich wydłużeń. Pojawiały się w produkcji samoloty wyposażone w rozpraszacze dla skrzydeł o wydłużeniach geometrycznych rzędu pięć do sześciu (Gates Learjet 28/29 i Grumman American Gulfstream III). Należy pamiętać, że są to samoloty o prędkościach operacyjnych dochodzących do 900 km/h, a więc o stosunkowo małych wartościach współczynnika siły nośnej w czasie przelotu. Jednocześnie opory skrzydła mają stosunkowo niewielki udział w oporach całego samolotu.

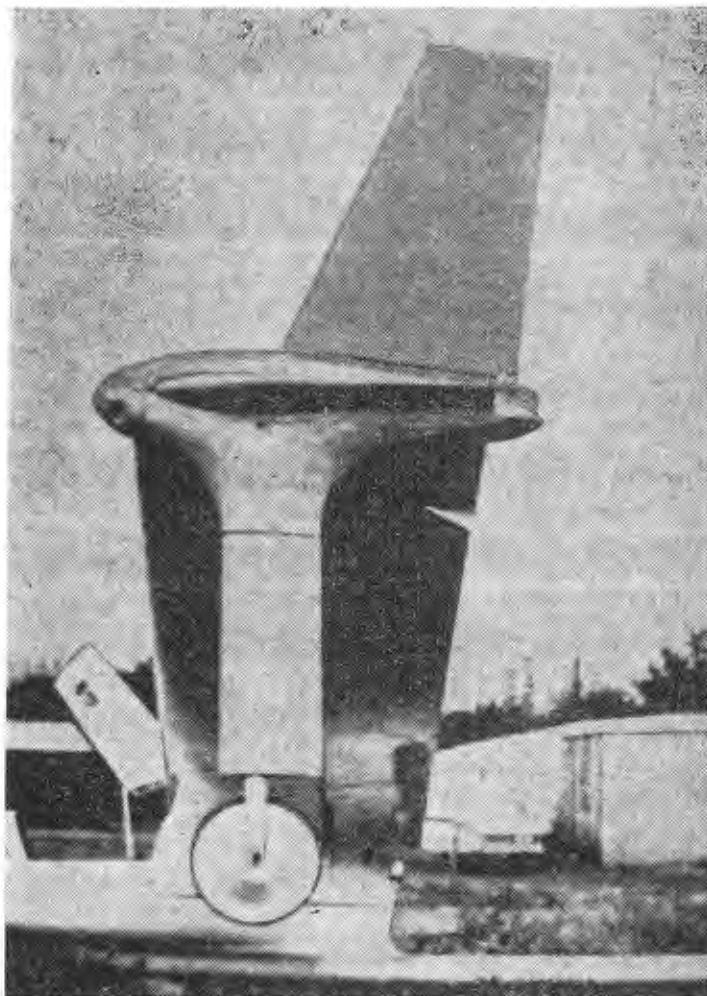
Nie spotkano w literaturze informacji o skuteczności rozpraszaczy dla skrzydeł o dużych wydłużeniach. Badania tunelowe takich układów są utrudnione z powodu małych cięciw, a więc małych liczb Reynoldsa w czasie badań. Należy oczekiwać, że dla dużych wydłużeń przy znacznie mniejszej intensywności wiru brzegowego w porównaniu z wydłużeniami małymi skuteczność rozpraszaczy (tj. spadek oporów skrzydła przy określonym współczynniku jego siły nośnej) będzie znacznie mniejsza niż dla wydłużeń małych. Biorąc jednak pod uwagę, że takie skrzydła są stosowane głównie w szybowcach użytkowanych w zakresie stosunkowo dużych współczynników siły nośnej, gdy opory skrzydeł są podstawową częścią oporu całego układu będzie sądzić, że zysk aerodynamiczny całego układu będzie istotny.

Oprócz podstawowego celu podjętego tematu istotne wydawały się zagadnienia wpływu rozpraszaczy na stateczność boczną i sterowność poprzeczną. Do realizacji tematu przyjęto następujące założenia:

— wprowadzenie modyfikacji skrzydła nie może narużyć istniejącej konstrukcji; rozpraszacze muszą być takie, aby można je było demontować w możliwie prosty sposób,



Rys. 1. Geometria rozpraszaczy; a — płaska strona profilu Clark Y



Rys. 2. Rozpraszacz zamontowany na końcu skrzydła motoszybowca Ogar

a ich usunięcie przywróciło wyjściowy stan końcówki skrzydła,

— wobec trudności w zaprojektowaniu racjonalnej z punktu widzenia aerodynamiki konstrukcji skrzydełka dolnego w bezpośrednim sąsiedztwie podpórki skrzydłowej motoszybowca, rezygnuje się z typowego układu Whitecomba dla tego skrzydełka, zastępując je profilowaną owiewką goleni podpórki o kącie zaklinowania mogącym przeciwdziałać tendencji zwiwania się wiru brzegowego,

— kąt zaklinowania skrzydełka górnego powinien być zmienny (regulowany), co pozwoliłoby na przeprowadzenie badań w locie wpływu tego parametru na badany układ,

— w trakcie badań rozpraszaczy motoszybowiec nie będzie wykonywał akrobacji i może zajść potrzeba ewentualnego ograniczenia obszaru eksploatacji.

Przyjęte do realizacji obrysy i kąty ustawienia skrzydełek rozpraszaczy pokazuje rys. 1. Skrzydełko górne ma stały wzdłuż rozpiętości profil Clark Y o grubości 11,7% i powierzchnię 0,14 m<sup>2</sup>. Skrzydełko dolne ma również stały wzdłuż rozpiętości profil Clark Y o grubości 22%, a jego powierzchnia wynosi 0,05 m<sup>2</sup>. Skrzydełka nie mają zwichrzenia geometrycznego. Obejma dzielona w płaszczyźnie cięciw skrzydła umożliwia zamocowanie obu skrzydełek bez jakichkolwiek zmian w konstrukcji skrzydła. Przeprowadzone szacunkowe obliczenia obciążeń dla skrzydeł z rozpraszaczami wykazały wystarczający zapas wytrzymałości istniejącej konstrukcji skrzydła.

Skrzydełka rozpraszaczy mają konstrukcję drewnianą, krytą całkowicie sklejką. Obie części obejmują mają kon-

cd. na s. 49



# Przyczynek do określania temperatury metalu metodą relaksacji

Dr inż. MARIAN GLIWA  
Instytut Mechaniki Precyzyjnej  
Oddział w Rzeszowie

## Zasada metody

Zjawisko ciągłego spadku twardości ze wzrostem temperatury niektórych metali i stopów wykorzystywane jest często do określania temperatury, której działaniu poddany był dany element. Najczęściej tą metodą określa się temperaturę pracy tłoków i zaworów w silnikach. Oceny dokonuje się przez pomiar twardości elementu i odczytanie przybliżonej temperatury z wzorcowej charakterystyki relaksacyjnej tego samego materiału.

W przypadku określania temperatury elementów wykonanych z materiału nie wykazującego wyraźnej zmiany twardości ze zmianą temperatury lub gdy nie można w danym elemencie umocować termopar, stosuje się specjalne wkładki z materiałów termoczułych zwane wkładkami termoczułymi. Są to zazwyczaj wkręty z płaskim łbem wykonane z materiału o znanej charakterystyce relaksacyjnej, które umieszcza się w tych częściach elementu, w których chce się znać temperaturę jaka panowała podczas pracy w danych warunkach. Mierząc twardość tej wkładki po skończonym cyklu pracy, z krzywej relaksacyjnej odczytuje się przybliżoną temperaturę pracy elementu w miejscu zamontowania wkładki.

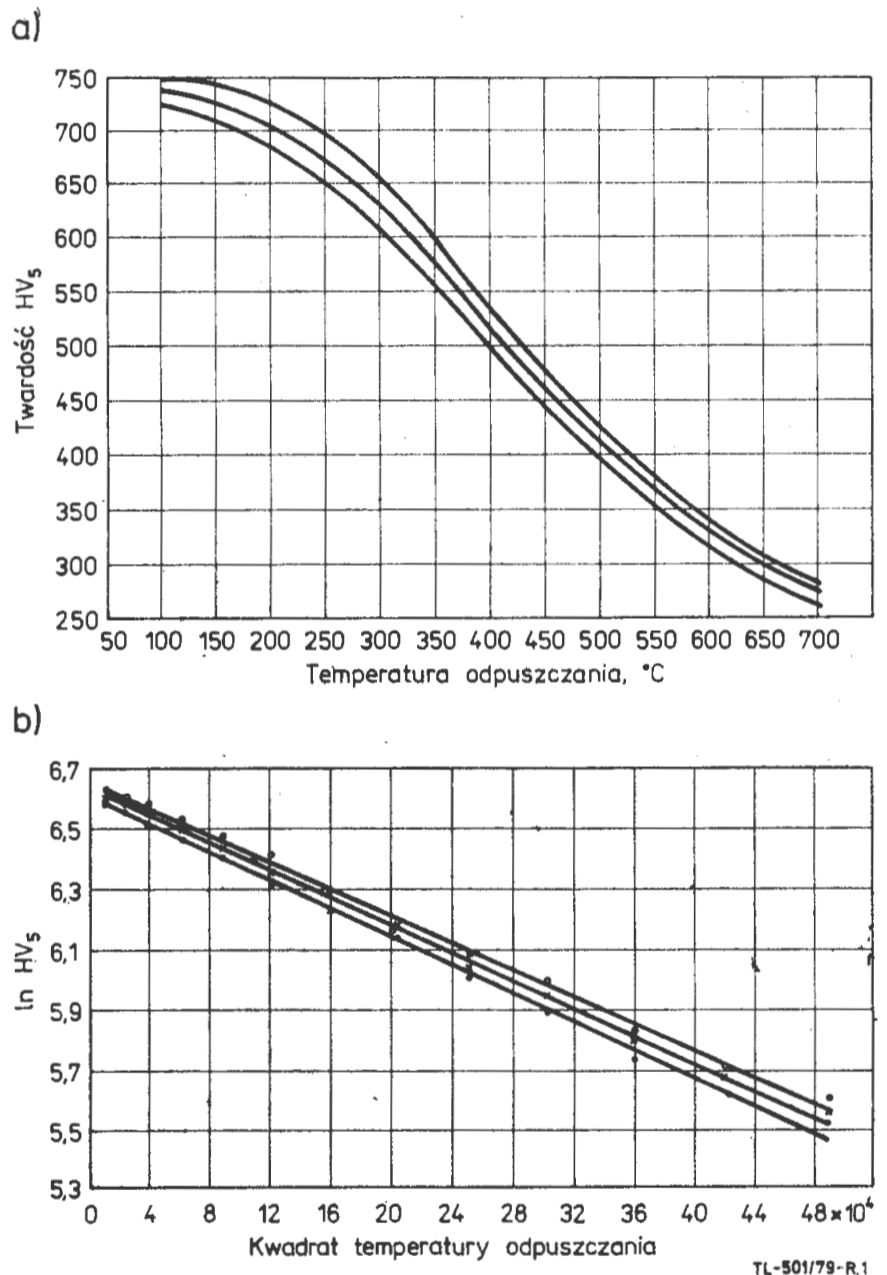
Za pomocą termoczułych wkładek określa się przybliżoną wartość temperatury, a dokładność tego określania zależy od dużej mierze od zastosowanego materiału. Każdorazowe określanie temperatury powinno poprzedzać wzorcowanie materiału, tzn. wyznaczenie dla niego zależności twardości od temperatury. Jest to czynność bardzo pracochłonna. Dla zmniejszenia pracochłonności stosowania opisanej metody, przeprowadzono badania mające na celu matematyczne ujęcie zależności między twardością a temperaturą, aby w ten sposób ograniczyć określanie temperatury do dwóch pomiarów twardości wkładek: w stanie wyjściowym i po przebywaniu w warunkach pracy elementu, którego temperaturę chcemy określić, tzn. podano empiryczny wzór krzywej relaksacyjnej dla stali N8E.

## Charakterystyka relaksacyjna stali N8E

Na podstawie danych znanych z literatury, dotyczących zmian twardości zahartowanej stali ze zmianą temperatury odpuszczania można było wysnuć wniosek, że na wkładki termoczułe najlepiej zastosować stal węglową eutektoidalną. Dlatego niniejsze badania ograniczono do tej stali, stosując jednak trzy wytopy o różnej zawartości węgla: 0,75, 0,78 i 0,81% C. Z prętów wyjściowych o średnicy 5 mm wykonano wkręty M3 × 4 mm i poddano je hartowaniu w wodzie od temp. 780°C. Zahartowane wkręty wygrzewano w temp. 50 ÷ 700°C w czasie 1 h w piecu rurowym o średnicy 30 mm. Następnie zastosowano dwa sposoby chłodzenia: na powietrzu i z piecem, przy czym w obu przypadkach wkręty znajdowały się w płytce miedzianej. Po każdej operacji cieplnej mierzono twardość wkrętów (metodą Vickersa przy obciążeniu 4,9 N (HV<sub>5</sub>) aparatem HPO-10) w płaszczyźnie przechodzącej przez ich środek.

Twardości wyjściowe (po hartowaniu) dla poszczególnych wytopów wynosiły odpowiednio 739, 766 i 825 HV, natomiast twardości po wygrzewaniu przedstawiono na

rys. 1a i 2a. Z wykresów wynika, że przebieg krzywych zależności twardości od temperatury wygrzewania jest jednakowy dla wszystkich wytopów. Zależnie od zawartości węgla, tzn. od wyjściowej twardości po hartowaniu, krzywe te przesunięte są względem siebie w stronę wyższych lub niższych twardości. Stwierdzono przy tym nieco odmienny charakter przebiegu krzywych po chłodzeniu na powietrzu niż po chłodzeniu z piecem. Po chłodzeniu na powietrzu twardości w każdej temperaturze są wyższe



Rys. 1. Zależność twardości HV<sub>5</sub> od temperatury odpuszczania z chłodzeniem na powietrzu trzech wytopów stali N8E w dwóch układach współrzędnych

niż po chłodzeniu z piecem, przy czym im wyższa temperatura wygrzewania, tym wyższa różnica.

cd. ze s. 48

strukcję mieszaną: klocki drewniane w miejscach wprowadzenia sił (mocowanie skrzydełek, śruby łączące części obrotowe) przekazują obciążenia na skorupę z laminatu szklanego wypełnioną pianką typu conticell. Masa kompletu rozpraszaczy na jedno skrzydło nie przekracza 2 kg.

Podczas oblotu nie zauważono zmian w stateczności bocznej, zmniejszyły się siły na drążku potrzebne do wychy-

lania lotek oraz zmalał o ok. 7% czas zmiany kierunku krążenia.

Dotychczas wykonane loty nie pozwoliły na pomiarzenie zmian doskonałości motoszybowca z rozpraszaczami. Z szacunkowych ocen na podstawie wstępnych pomiarów prędkości opadania przy wyłączonym silniku oraz na podstawie obliczeń zużycia paliwa podczas lotów wynika, że należy oczekiwać przyrostu maksymalnej doskonałości o ok. trzy jednostki. Planuje się wykonanie dokładnych badań w sezonie lotnym 1980.

Charakter krzywych zmian twardości ze zmianą temperatury wygrzewania świadczy o tym, że krzywe te mogą być opisane ogólnym równaniem:

$$y = ae^{-bx^2} \quad (1)$$

W celu potwierdzenia tej hipotezy przeprowadzono analizę statystyczną otrzymanych wyników eksperymentalnych. Wyniki pomiaru twardości i odpowiadające im temperatury naniesiono na skalę półlogarytmiczną (rys. 1b i 2b). Okazało się, że w takim układzie współrzędnych punkty eksperymentalne układają się praktycznie wzdłuż linii prostej, co jest potwierdzeniem przyjętej hipotezy.

Stosując metodę najmniejszych kwadratów wyznaczono współczynniki korelacji współzależności między rozpatrywanymi parametrami oraz wyznaczono empiryczne wzory. Wyniki przeprowadzonej analizy zamieszczono w tabl. 1. Z wyznaczonych empirycznych wzorów wynika, że wartości stałych współczynników  $a$  w ogólnym równaniu (1)

TABLICA 1. Wyniki analizy statystycznej współzależności między twardością a temperaturą odpuszczania stali N8E

Nr wytopu	Chłodzenie	r	t°	Równanie współzależności
1	na powietrzu	-0,990	23,272	HV <sub>T</sub> = 734 exp (-0,000 002 31 T <sup>2</sup> )
2		-0,987	20,332	HV <sub>T</sub> = 755 exp (-0,000 002 28 T <sup>2</sup> )
3		-0,995	33,066	HV <sub>T</sub> = 814 exp (-0,000 002 22 T <sup>2</sup> )
1	z piecem	-0,986	20,263	HV <sub>T</sub> = 730 exp (-0,000 002 40 T <sup>2</sup> )
2		-0,979	16,819	HV <sub>T</sub> = 750 exp (-0,000 002 42 T <sup>2</sup> )
3		-0,964	12,600	HV <sub>T</sub> = 807 exp (-0,000 002 77 T <sup>2</sup> )

Objaśnienia: r — współczynnik korelacji,  
t° — wartość funkcji testowej istotności współczynnika korelacji,  
t<sub>0,05</sub> = 2,201 — wartość graniczna funkcji testowej przy 5% ryzyku błędu.

są porównywalne z wartościami twardości stali w stanie hartowanym. A zatem zależność między twardością a temperaturą wygrzewania stali N8E można opisać następującym ogólnym równaniem:

$$HV_T = HV_0 \exp(-bT^2) \quad (2)$$

gdzie: HV<sub>T</sub> — twardość przy temperaturze T, HV<sub>0</sub> — twardość po hartowaniu, b — współczynnik, T — temperatura, °C.

Ponieważ wyznaczone empiryczne wartości współczynnika b niewiele różniły się dla poszczególnych wytopów, wprowadzone współzależności uogólniono niezależnie od rodzaju wytopu. Dla stali N8E hartowanej i odpuszczanej w temp. 50÷700°C z chłodzeniem na powietrzu współzależność między twardością a temperaturą wyżarzania opisuje następujące równanie:

$$HV_T = HV_0 \exp(-0,000\ 002\ 26T^2) \quad (3)$$

W praktyce lepiej jest stosować wzór (3) w postaci:

$$T = 665 \sqrt{\ln HV_0 - HV_T} \quad (4)$$

Wyniki porównania danych eksperymentalnych z danymi obliczonymi według wzoru (4) podano w tabl. 2. W praktyce można przyjąć, uwzględniając równocześnie dokładność pomiaru twardości, że zgodność wyników jest zadowalająca. Twardość HV jest odwrotnie proporcjonalna do przekątnej odcisku, którą można zmierzyć z dokładnością do 0,001 mm.

Po chłodzeniu z piecem współzależność między twardością a temperaturą można opisać równaniem:

$$HV_T = HV_0 \exp(-0,000\ 002\ 53T^2) \quad (5)$$

lub

$$T = 629 \sqrt{\ln HV_0 - \ln HV_T} \quad (6)$$

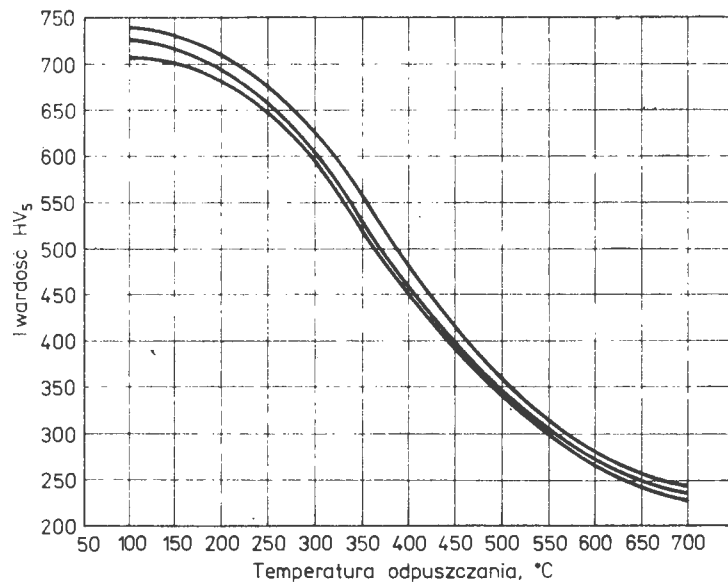
Wprowadzone empiryczne wzory współzależności odnoszą się do przypadku jednogodzinnego działania temperatury. Należy sądzić, że przy dłuższych wygrzewaniach charakter krzywych twardości w funkcji temperatury nie ulegnie zmianie. Krzywe te będą jednak przesunięte w dół, tzn. w stronę niższych twardości, i dlatego stałej  $a$  z równania (1) nie można bezpośrednio interpretować jako wartości twardości wyjściowej. W takim przypadku można jednak wyznaczyć stały współczynnik przeliczeniowy między twardością otrzymaną eksperymentalnie i wyznaczoną za pomocą analizy statystycznej.

Wyprowadzone wzory empiryczne mogą mieć praktyczne zastosowanie w określaniu temperatury metodą relaksacji. Umożliwi to ograniczenie pomiaru do pomiaru twardości wyjściowej i twardości po przeprowadzonej próbie. Należy tylko dobrać tak warunki chłodzenia elementu,

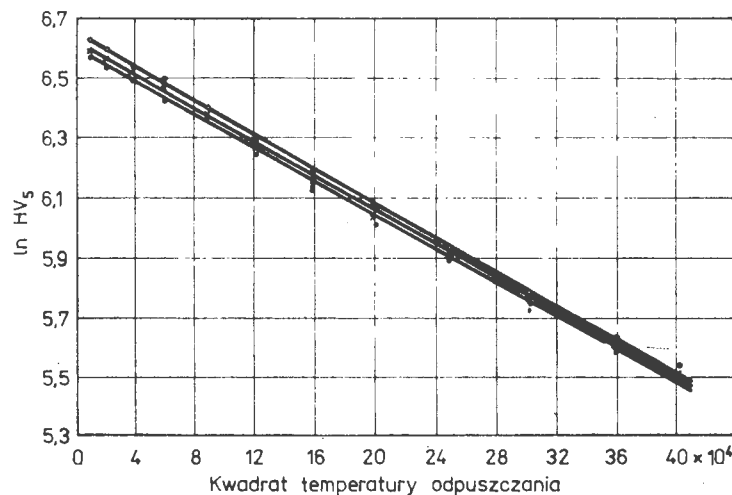
TABLICA 2. Porównanie eksperymentalnych (T<sub>E</sub>) i obliczonych (T<sub>o</sub>) wartości temperatur dla przypadku chłodzenia na powietrzu

Wytop						T <sub>E</sub> , °C
1		2		3		
HV	T <sub>o</sub> , °C	HV	T <sub>o</sub> , °C	HV	T <sub>o</sub> , °C	
726	71	739	78	752	112	100
701	144	726	118	739	142	150
666	208	701	171	701	209	200
644	241	666	228	689	226	250
603	295	623	286	655	271	300
554	353	566	352	603	332	350
509	403	502	421	540	389	400
460	455	454	471	473	466	450
407	511	412	514	423	517	500
353	569	362	567	371	570	550
310	617	321	612	341	602	600
274	660	293	644	306	640	650
251	689	260	684	280	670	700

a)



b)



Rys. 2. Zależność twardości HV<sub>5</sub> od temperatury odpuszczania z chłodzeniem z piecem trzech wytopów stali N8E w dwóch układach współrzędnych

aby były zbliżone do warunków, przy których wprowadzono przedstawione wzory.

#### Wnioski

• Stal N8E może być stosowana na wkładki termoczułe przy określaniu temperatury metodą relaksacji, gdyż charakteryzują się wyraźną, ciągłą zmianą twardości ze zmianą temperatury.

• Zależność twardości od temperatury wygrzewania dla stali N8E można opisać równaniem empirycznym, które może mieć praktyczne zastosowanie, przez co znacznie obniży się pracochłonność określania temperatury metodą relaksacji.

# Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty dyspozycyjne, szkolne, akrobacyjne i popularne (IV)

Prof. mgr inż. LESZEK DULĘBA  
Politechnika Warszawska

## Problemy bezpieczeństwa samolotów dyspozycyjnych

Dalsze poszukiwania sposobów zwiększenia bezpieczeństwa startu i lądowania skierowały uwagę konstruktorów RWD, a zwłaszcza inż. S. Rogalskiego, na zalety podwozia z kołami głównymi umieszczonymi za środkiem ciężkości samolotu i z trzecim kołem na przodzie. Co prawda niektóre z pierwszych aparatów latających z początku XX w. miały takie podwozia, ale nie rozpoznano ich zalet, zarzucano je i zapomniano. Dopiero w 1935 r. pierwszy raz ponowiono próby zastosowania podwozia z kołem przednim (niesłusznie zwanym też trójkołowym) do samolotów konstruowanych w USA na konkurs Eugenheima na najbezpieczniejszy samolot. Z braku jakichkolwiek danych o właściwościach takiego podwozia konstruktorzy RWD rozpoczęli badania od obserwacji samonastawnych kółek przetańczonych stolików i łóżek szpitalnych, wykonano proste modele, wreszcie przeprowadzono próbę na samolocie. Z myślą o zastosowaniu takiego podwozia na projektowanym samolocie turystycznym RWD-18 wykonano przeróbkę nie używanego prototypu RWD-9. Projekt techniczny wykonał Bronisław Żurakowski: przesunięto podwozie główne do tyłu, jako napędu użyto silnika Walter Major 4 o mocy 90 kW, pod nim umieszczono kółko o pionowej osi nastawności, obracające się wokół niej całkiem swobodnie na dużym mimośrodku, bez amortyzacji. Po pozytywnych wynikach prób jazdy po lotnisku, ale stwierdzających niewiele większą zwrotność niż na zwykłym podwoziu, przeprowadzono próby w locie. Koło okazało się w powietrzu niestające, obracało się nieregularnie dokoła osi pionowej i nigdy nie było wiadomo jakie zajmie położenie w chwili zetknięcia się z ziemią. Szczęśliwie po zetknięciu, lekkim szarpnięciu i zachybotaniu ustawiło się prawidłowo w stosunku do kierunku ruchu samolotu i lądowanie było pomyślne. Jednak silne wstrząsy wskazywały, że amortyzacja samym pneumatykiem koła jest niedostateczna. Spróbowano mechanicznego sprzęgnięcia koła z orczykiem steru kierunkowego i amortyzacji z krążków gumowych. Przy istniejącym dużym mimośrodku i pionowym położeniu osi nastawności, siły na orczyku były zbyt duże. Dopiero pochYLENIE osi nastawności dołem do przodu (jak w rowerze) i zmniejszenie mimośrodkowości między osią nastawności a punktem styku koła z ziemią pozwoliło uwidocznic się wszystkim zaletom tego układu. Określił je pilot oblatujący: „jeździ się po lotnisku jak samochodem”. Poziome położenie kadłuba w czasie kołowania dawało doskonałą widoczność do przodu na powierzchnię lotniska, sterowane przednie koło umożliwiało na ziemi ciasne zakręty o promieniu ok. 8 m przy prędkości do 30 km/h, samolot nie miał tendencji do zacieśnienia zakrętu i wówczas przewrócenia się na bok na zewnątrz, jak to ma miejsce przy podwoziach z kółkiem ogonowym. Oprócz tego ułatwiony start: rozbieg od początku na małym kącie natarcia, uwaga pilota odciążona od utrzymania tego kąta, bo samolot w ciągu całego rozbiegu

opiera się na trzech punktach, łatwe utrzymanie kierunku. Lądowanie jest łatwiejsze: samolot po zetknięciu się z ziemią kołami głównymi opuszcza przód do oparcia się kołem przednim, co zmniejsza kąt natarcia i nośność, nie ma więc tendencji do odbicia się i ponownego wyskoczenia w powietrze, a zwiększony nacisk kół pozwala na intensywniejsze hamowanie, zwłaszcza że nie ma obawy kapotażu lub zaczepienia śmigłem o ziemię. Przy lądowaniu z trawersem boczne reakcje na kołach głównych ustawiają samolot w kierunku ruchu. Istnieją jednak i wady: podwozie z kołem przednim jest 20÷30% cięższe, na miękkim lotnisku — podmokłym lub piaszczystym — przednie koło ma tendencję do grzeźnięcia, trzeba startować z uniesionym kołem przednim, a wtedy samolot staje się podłużnie niestateczny na ziemi. Przy lądowaniu na przednim kole siły gwałtownie rosną z powodu grzeźnięcia i powstaje niebezpieczeństwo katastrofalnego złamania. Wnioski te zostały oparte na badaniach doświadczalnego samolotu RWD-20 oraz teoretycznych rozważaniach inż. S. Rogalskiego, którego praca o stateczności ruchu po ziemi samolotu z przednim kołem była tematem jego habilitacji.

Następnym zagrożeniem bezpieczeństwa latania, z którym walczyli konstruktorzy RWD, były przymusowe lądowania z powodu niesprawności samolotu powstałej w locie — zwykle uszkodzenia silnika lub jego instalacji. Groźbę tę dobrze poznali w czasie dłuższych rajdów, zwłaszcza odbytych podczas Challenge'ów, prowadzących nad Saharą, Morzem Śródziemnym, Alpami. Dało się we znaki przymusowe lądowanie RWD-4 w górach Hiszpanii, skąd zabrano na grzbietach mułów tylko silnik i przyrządy pokładowe, a płatowiec posłużył na ognisko. Dlatego do lotów nad terenami uniemożliwiającymi lądowanie, niezamieszkałymi, pozbawionymi komunikacji pożądany był samolot dwusilnikowy, zdolny do lotu z jednym silnikiem nieczynnym.

Gdy w 1936 r. inż. S. Rogalski wykonywał projekt wstępnego takiego samolotu oznaczonego RWD-18, zapotrzebowanie na ten typ samolotu było niewielkie. Polskę nazywano wielkim lotniskiem (prawie wszędzie dało się znaleźć półko do siadania), więc turystyka krajowa i do krajów sąsiednich była całkowicie obsługiwana przez samoloty jednosilnikowe krótkiego startu i lądowania (RWD-13). Do wielkiej turystyki potrzebne byłoby parę samolotów, prędzej można było liczyć na eksport, bo w świecie zjawilo się dopiero parę prototypów samolotów tego rodzaju. Konstruktorzy RWD patrzyli daleko w przód, zwłaszcza, że — jak się później okazało — wojna przyhamowała rozwój dwusilnikowych samolotów turystycznych (dziś nazwalibyśmy je lekkimi dyspozycyjnymi) i znalazły one szerokie zastosowanie dopiero w latach sześćdziesiątych.

Samolot o takim przeznaczeniu, do tego dwusilnikowy, nie potrzebował przystosowania do małych lądowisk i terenów przygodnych, powinien natomiast nadawać się do przeciętnych lotnisk sportowych i ogólnego użytku. Dlatego

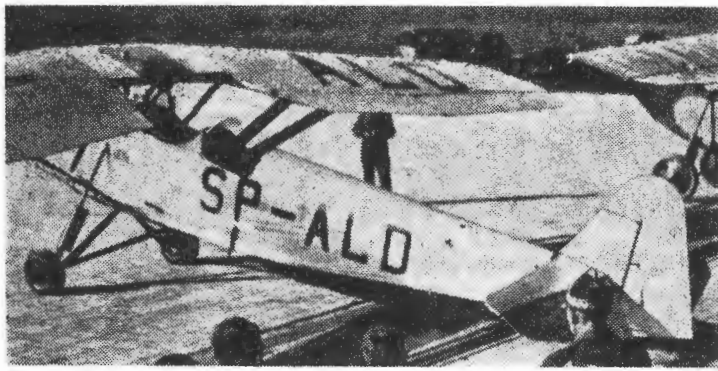


Rys. 1. Doświadczalny RWD-20 z podwoziem z kołem przednim (1937 r.)

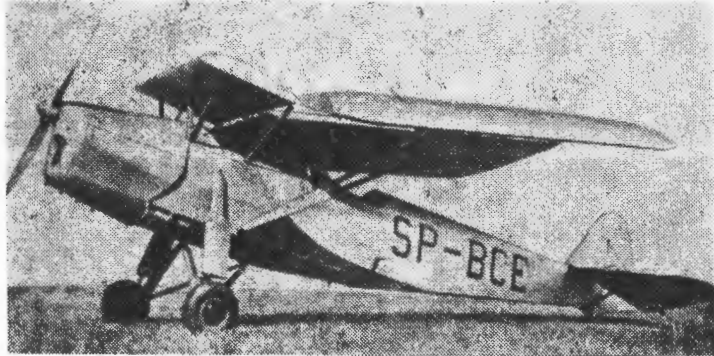


Rys. 2. Prototyp samolotu szkolnego RWD-8 z lotkami o małej skuteczności

Fot. ze zbiorów K. Chorzewskiego



Rys. 3. RWD-8 ze zmienionym obrysem płata (1933 r.)



Rys. 4. Seryjny RWD-8 z lotkami Friese (1934 r.)

można zrezygnować nieco z krótkości startu i lądowania oraz prędkości minimalnej na korzyść prędkości przelotowej, zasięgu i ładunku handlowego. Można zastosować podwozie z kołem przednim, wykazujące wszystkie swe zalety na lotniskach z nawierzchnią przygotowaną a mniej dostosowane do lądowisk z nawierzchnią miękką, niezbyt równą.

Według tych założeń i na podstawie doświadczeń wykonanych na RWD-20, w latach 1938÷1939 pod kierunkiem inż. Leszka Duleby został wykonany projekt techniczny dwusilnikowego samolotu turystycznego RWD-18. Był to samolot pięciosobowy o dość dużej, wygodnej kabine zapewniającej dość duży komfort w czasie kilkugodzinnego lotu. Opracowanie aerodynamiczne staranne, skrzydła i usterzenia wolnonośne, podwozia jednogoleniowe z owiewkami na kołach, co dawało prędkość przelotową 230 km/h przy dwóch silnikach o mocy nominalnej po 100 kW (obciążenie mocy nominalnej 7,5 kg/kW, obciążenie powierzchni 75 kg/m<sup>2</sup>). Podwozie z przednim kołem sterowanym. Dźwigary środkowej części płata (między gondolami silnikowymi) spawane z rur stalowych, integralne z kadłubem. Zewnętrzne części skrzydeł drewniane. Płat miał lotki szczelinowe, automatyczne sloty i kłapy uruchamiane miechem, w którym wywoływano podciśnienie przez łączenie ze zbiornikiem o obniżonym ciśnieniu uzyskiwanym przez zawór zwrotny z rur ssących silnika. Przy unieruchomionym silniku zbiornik wystarczał na parokrotne wychylenie kłap. Usterzenie pionowe podwójne w strumieniu zaśmigłowym było ustawione parę stopni zbieżnie krawędziami natarcia, co ułatwiało utrzymanie kierunku w przypadku zatrzymania się jednego silnika. Pierwszy raz w Polsce zastosowano sterownicę samochodową (wolant), tzn. koła sterowe zamocowane do poziomych rur wychodzących z łożysk na tablicy przyrządów przed pilotami. Rury wykonywały ruch posuwisty (sterowanie sterem wysokości) i obrotowy (sterowanie lotkami). Dla zmniejszenia oporu czołowego przez



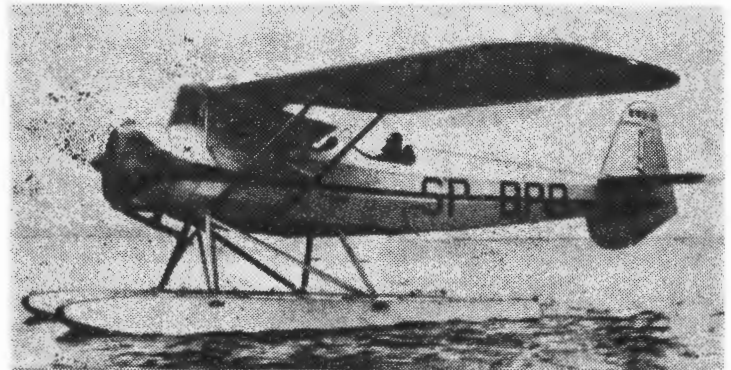
Rys. 5. Szkolno-akrobacyjny RWD-17 (1937 r.)  
Fot. ze zbiorów E. Hantyszewskiego

zweżenie przodu kabiny i powierzchni przednich szyb poprzeczny rozstaw foteli pilotów był bardzo niewielki, ale przesuwano wzdłużne znaczne, pilot nie prowadzący przesuwiał się do tyłu, aby nie kępować ruchów pilota prowadzącego. Był nawet projekt, aby prowadnice foteli ustawić zbieżnie ku przodowi, ażeby pilot prowadzący, wysuwając się do przodu, przesuwiał się jednocześnie ku środkowi samolotu, co umożliwiłoby jeszcze większe zwięźlenie przodu i poprawiło widoczność po przeciwnej stronie. Po próbach na makiecie uznano to jednak za mało wygodne. Prototyp był prawie gotowy, gdy wybuch II wojny światowej przerwał prace i uniemożliwił sprawdzenie założeń i obliczeń próbami w locie.

#### Samoloty szkolne, akrobacyjne i popularne

Równoległe z samolotami turystycznymi, dla wyszkolenych pilotów potrzebne były samoloty do początkowej nauki pilotażu. Szczęśliwie w owym czasie potrzeby wojska zbiegały się całkowicie z potrzebami aeroklubów: samolot szkolny miał być prosty, tani, wytrzymały, bezpieczny, łatwy w pilotażu i obsłudze. Prędkość przelotowa była sprawą drugorzędną. Zadanie to podjęli S. Rogalski, S. Wigura i J. Drzewiecki w 1932 r. budując samolot RWD-8. Była to ostatnia praca inż. S. Wigury — niedokończona — i pierwsza inż. Leszka Duleby, który opracował całość obliczeń samolotu i skonstruował wiele części jak: okucia skrzydłowe, zastrzały itp.

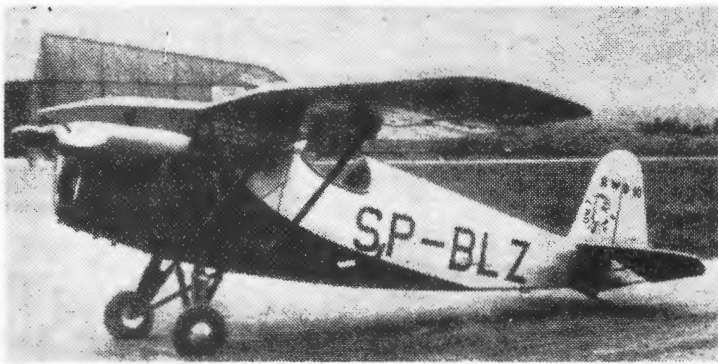
Dla prostoty i niskiego kosztu nie zastosowano żadnej mechanizacji płata. Ale było to jedno z najłżejszych skrzydeł: łącznie z masą stalowych zastrzałów wynosiło 6,5 kg/m<sup>2</sup> mając współczynnik obciążenia niszczącego 8,5. Dzięki małemu obciążeniu powierzchni nośnej (37 kg/m<sup>2</sup>) i zastosowaniu samostatecznego profilu płata IAW-140 o bardzo łagodnym oderwaniu strug po osiągnięciu maksymalnego



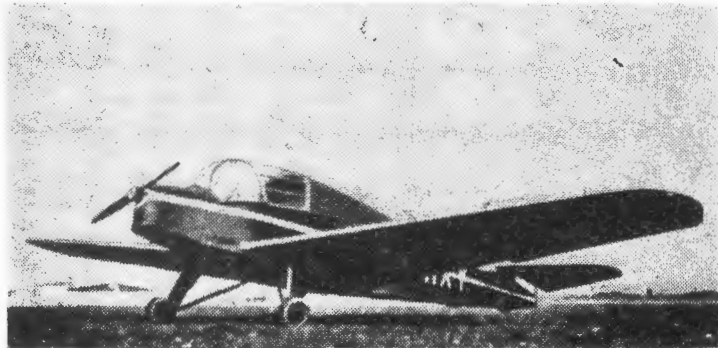
Rys. 6. Wodnosamolot szkolny RWD-17W (1938 r.)

współczynnika nośności otrzymano dobre właściwości samolotu przeznaczonego do szkolenia początkowego i eksploatacji przez mało wprawnych pilotów. Bardzo łatwy, krótki start i lądowanie z małą prędkością, dobra stateczność i sterowność wymagająca wyraźnych wychyleń sterownic przy umiarkowanych ale odczuwalnych siłach, podwozie dopuszczające dość dużą prędkość opadania i zapewniające dużą stateczność ruchu na ziemi dały samolot bardzo bezpieczny. Zdarzyło się, że początkujący pilot, znalazłszy się we mgłę tak obniżył wysokość lotu, że dotykał kołami nierówności gruntu. Przestraszony szarpnięciami zdławił silnik i bezwiednie wylądował na bardzo nierównym terenie (pole z wyrosniętymi burakami i brudami). Początkowe trudności ze słabą sterownością poprzeczną i zbyt dużymi siłami na drążku sterowym przy wychylaniu lotek po kilku próbach, idących nawet tak daleko jak wykonana na czterech samolotach, a później usunięta zmiana obrysu, profilu i skosu płata na zewnątrz od zastrzałów, zostały całkowicie pokonane przez zastosowanie lotek typu Friese i dość dużej ich różnicowości. Pierwszy opis tego typu lotek pojawił się w prasie zagranicznej w końcu 1933 r. Ós obrotu jest położona blisko 25% ich ciężkości na dolnej powierzchni płata. Cechują się dużą skutecznością, wytwarzaniem korzystnego momentu kierunkowego, ułatwiającego skręt (wytworzenie większego oporu przy wychyleniu lotki w górę niż w dół) oraz małym momentem wyciasowym. Jeszcze skuteczniejsze lotki szczelinowe, ale mające nieco większe opory w stanie niewychylonym, nie były wtedy znane. Zastosowano je dopiero na drugim prototypie samolotu RWD-9.

Te zalety samolotu jako szkolnego zostały opłacone małą prędkością przelotową (140 km/h) oraz trudnością startu i lądowania przy silnym i porywistym wietrze. Pomimo tego był z powodzeniem szeroko stosowany w klubach do przelotów, udziału w zawodach i mityngach krajowych



Rys. 7. Seryjny akrobacyjny RWD-10 (1937 r.)  
Fot. z Arch. Dok. Mech.



Rys. 8. Prototyp samolotu RWD-16

i zagranicznych, doholowania szybowców nawet na dłuższych zagranicznych przelotach. Był też używany do szkolenia w skokach spadochronowych i w pilotażu bez widoczności.

W celu zapewnienia stałej kontroli mechanizmów sterowych, linki napędzające ster kierunkowy i wysokości były prowadzone na zewnątrz kadłuba przy jego bokach. Nigdzie nie użyto krążków ani segmentów do zmiany kierunku linki, które są powodem dość szybkiego przecierania się linek i częstej ich wymiany. Zmiany kierunku ruchu linek otrzymano łącząc je parami ze skrzyżowanymi dźwigniami zamocowanymi na wspólnej osi (rurze skrętnej). Przy nie wychylonym mechanizmie kąt między kierunkiem linki i dźwignią odbiegał nieco od zwykle stosowanego  $90^\circ$  dla zapewnienia możliwie najmniejszego luzowania się i naciągania linek przy wychyleniach. Jest to potrzebne przy linkach skrzyżowanych do zmiany kierunku obrotu jednej ze sprzężonych linkami dźwigni względem drugiej. Mając w pamięci trudności z wsiadaniem pod płat w samolotach WR-1 i przez otwór w płacie w PS-1, w RWD-8 skrócono o połowę cięciwę środkowej części płata i przesunięto ją do przodu. Aby nie naruszyć właściwego położenia średniej cięciwy płata względem środka ciężkości samolotu, zastosowano dość duży skos skrzydeł ( $11,3^\circ$ ), co było również korzystne dla stateczności i właściwości przy przeciągnięciu.

Przy ograniczonych miejscach hangarowania (aerokluby, użytkownicy prywatni) bardzo wygodne było szybkie i proste składanie skrzydeł. Po podniesieniu zawieszono i zabezpieczono ryglami spływowej części prawego skrzydła, co zapobiegało zderzeniu się tyłów skrzydeł po złożeniu, odbezpieczeniu i wyciągnięciu na prowadnicach przednich sworzni baldachimowych skrzydeł, obracało się skrzydła do tyłu dokoła osi przechodzącej przez tylne okucia baldachimowe i kadłubowe okucia zastrzałów, aż do oparcia się i zatrzaśnięcia tylnego zastrzału w zamku na kadłubie. Rozwiązanie to zastosowano później na samolotach RWD-9 i RWD-14. Prostota konstrukcji miała też wpływ na cenę płatowca, która była niższa o 20% od ceny używanego podówczas szkolnego samolotu BM-4 o gorszych właściwościach. W Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych wyprodukowano ok. 100 szt. RWD-8 dla aeroklubów, na eksport i dla odbiorców prywatnych. Ponadto ok. 350 sztuk tego samolotu dla wojska i ok. 150 szt. dla aeroklubów wyprodukowała Podlaska Wytwórnia Samolotów, wprowadzając na żądanie odbiorców wojskowych niewielkie zmiany, które miały poprawić właściwości użytkowe, ale nieco pogorszyły osiągi.

Samoloty RWD-8 były produkowane z licencji w Jugosławii i Estonii oraz sprzedane do Palestyny i Hiszpanii. RWD-8 jest do tej pory samolotem polskiej konstrukcji, którego wyprodukowano najwięcej (ok. 600 szt.).

Przy nieznanych przeróbkach kształtu zewnętrznego

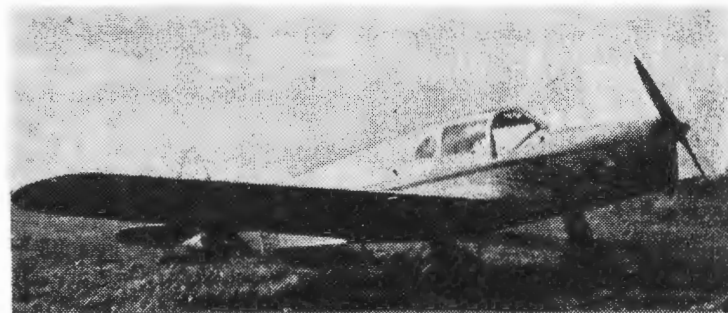
RWD-8, ale poważnego wzmocnienia i usztywnienia całej konstrukcji, inż. Bronisław Zurakowski, według koncepcji inż. J. Drzewieckiego, wykonał projekt samolotu szkolno-akrobacyjnego RWD-17. Właściwości lotne i użytkowe pozostały nie zmienione w porównaniu z samolotem RWD-8. Zmniejszenie rozpiętości przez skasowanie baldachimu, skrócenie kadłuba, zwiększenie powierzchni usterzeń i zastosowanie silnika o 7,4 kW mocniejszego, zwiększyło zwrotność samolotu. RWD-17 prawidłowo wykonywał pełną akrobację i doskonale służył do nauczania jej pilotów, którzy ukończyli szkolenie na RWD-8.

W 1938 r. inż. B. Zurakowski wykonał projekt odmiany wodnej RWD-17W. Silnik zmieniono na mocniejszy (118 kW), do kadłuba dorobiono okucia goleni dwóch pływaków i odemnowany dodatkowy statecznik pionowy pod kadłubem. W ten sposób samolot mógł mieć założone pływaki lub podwozie lądowe. Z jednym pilotem był dopuszczony do pełnej akrobacji, z załogą dwuosobową był szkolnym wodnopłatem. Próby państwowe dały dobre wyniki, wybuch wojny przeszkodził sprawdzeniu w użytkowaniu wykonanych sześciu sztuk.

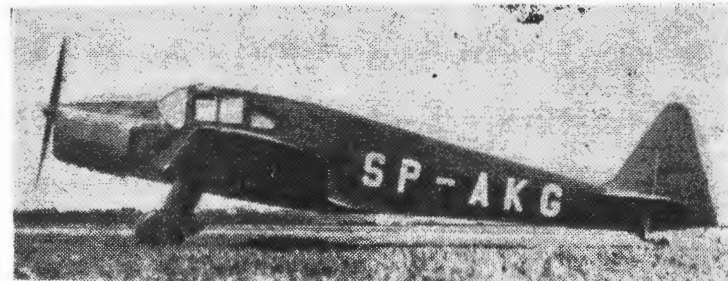
Do treningu pilotów zaawansowanych inż. Drzewiecki skonstruował w 1933 r. jednoosobowy samolot akrobacyjny RWD-10. Myślą przewodnią było zastąpienie bardzo kosztownych treningów pilotów wojskowych na samolotach myśliwskich lotami na małym, tanim samolocie o podobnej charakterystyce. Władze wojskowe nie zainteresowały się tym pomysłem i RWD-10 był używany tylko w aeroklubach. Wykonano ich ok. 22 sztuk. Miał wszystkie cechy prostoty RWD-8, odznaczał się olbrzymią zwrotnością, w próbach walki powietrznej z myśliwcem PZL P-11 wychodził zwycięsko oczywiście nie dorównując mu ani wznoszeniem, ani prędkością. Przy zadowalającej stateczności, siły potrzebne do sterowania były znikome: szybką beczkę wykonywano nie trzymając za drążek sterowy, ale tylko opierając na nim jeden palec.

Konstruktorzy RWD w trudzie zaspokojenia potrzeby latania w klubach bezpiecznymi samolotami przeszli długą drogę. Od prościutkiego całkowicie drewnianego RWD-1 o mocy 25 kW do powszechnie używanego samolotu turystycznego konstrukcji mieszanej, ze zmechanizowanym skrzydłem, oleopneumatycznymi amortyzatorami, pewnym komfortem kabiny RWD-13 z silnikiem o mocy 90 kW. Moc wzrosła przeszło trzykrotnie, ale koszt podobnie. Stała i ścisła współpraca warsztatów RWD z aeroklubem, dla którego tworzyli samoloty i z Ligą Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, która w dużej części pokrywała koszty, uwydatniła potrzebę budowy samolotu popularnego, tak prostego i taniego oraz ekonomicznego w użytkowaniu, aby mógł znaleźć sporą liczbę nabywców prywatnych, a w klubach umożliwić naukę pilotażu i latanie możliwie dużej liczbie kandydatów przy ich skromnych możliwościach finansowych i niewielkich dotacjach ze źródeł państwowych i społecznych. Była to jedyna droga, aby propagowanie idei lotniczej w społeczeństwie, a zwłaszcza wśród młodzieży, mogło być skuteczne.

Trzeba było wrócić do samolotów prostszych i o mniej-



Rys. 9. Sportowy RWD-16bis (1938 r.)



Rys. 10. RWD-21 będący odmianą RWD-16bis z silnikiem o większej mocy (1939 r.)

szej mocy. Po ustaleniu wytycznych przez cały zespół zostały wykonane pod kierownictwem inż. Andrzeja Anczuti-na projekty techniczne kilku samolotów. Pierwszy z nich, RWD-16 oblatany w 1936 r., z powodu wysokiej, kanciastej kabiny z siedzeniami obok siebie, powodującej silne zawrórowania strug był nieprawidłowy w pilotażu. Doświadczenie na nim zdobyte pozwoliło skonstruować i oblatywać w 1938 r. bardzo udany dwumiejscowy samolot sportowo-turystyczny RWD-16bis z silnikiem o mocy 44 kW. Rok później oblatano jego wersję z mocniejszym silnikiem 66 kW oznaczoną RWD-21. Kabiny tych samolotów były zamknięte i miały dwa miejsca obok siebie, zapewniając dostateczną wygodę w turystyce. Dzięki bardzo prostej konstrukcji drewnianej krytej sklejką i płótnem oraz zastosowaniu spawanych okuć stalowych z bardzo niewielką obrabianą powierzchnią, ceny tych samolotów były niskie w porównaniu z RWD-13, który kosztował 23 tys. zł plus silnik 10 tys. zł. Cena RWD-16bis wynosiła 11 600 zł plus silnik 6200 zł. Cena RWD-21 wynosiła 12 500 zł plus silnik 8000 zł.

W celu zmniejszenia kosztów szkolenia w aeroklubach wykonano samolot RWD-23, którego cena miała być jesz-

cze niższa i który miał zastąpić w klubach RWD-8. Był to samolot dwumiejscowy z otwartą kabiną z miejscami jedno za drugim. Przewidywano wersję szkolną z silnikiem 44 kW, wersję sportową z silnikiem 66 kW i jednoosobową wersję akrobacyjną. Przed wybuchem II wojny światowej zdołano wybudować tylko jeden prototyp i ukończyć jego próby. Rozwiązania konstrukcyjne były bardzo zbliżone do rozwiązań RWD-21. Wszystkie te samoloty dzięki niewielkiemu obciążeniu powierzchni nośnej miały niewielkie, bezpieczne prędkości startu i lądowania, lotki szczeliny zapewniały ich skuteczność aż do prędkości przeciągnięcia. Pomimo konstrukcji drewnianej krytej płótnem trwałość tych samolotów była niezła, przewidywano co najmniej 1500 godzin. Jeden z samolotów RWD-21, który przetrwał wojnę w Rumuni, był używany do 1950 r., a więc przez 11 lat. O łatwości pilotażu tych samolotów świadczy fakt, że z braku pilotów podczas ewakuacji w pierwszych dniach wojny w 1939 r. wystartował na nim z polowego lotniska inż. B. Żurakowski, będący tylko pilotem szybowcowym i pilotując po raz pierwszy samolot silnikowy doprowadził go do Lublina, lądując po ciemku.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Informacja o planowanych imprezach

ZODOK (Warszawa, ul. Przybyszewskiego 80/82) przekazał informacje dotyczące imprez naukowo-technicznych zaplanowanych na 1980 r. Z imprez tych branżą lotniczą zainteresują:

— Problemy konstrukcyjno-technologiczne w procesie produkcji przekładni śrubowo-toczących (organizator: Sekcja Lotnicza Zarządu Oddziału SIMP w Kaliszu; termin: październik).

— II narada „Złącza — szkło — metal” (organizator: Sekcja Inżynierii Materiałowej ZO SIMP w Mielnie; termin: czerwiec).

— Komputeryzacja projektowania w krajowych biurach projektowych (organizator: Sekcja Projektowania i Modernizacji Zakładów Przemysłowych ZO SIMP w Poznaniu; termin: IV kwartał).

● Narada w Rzeszowie nt. technologii wytwarzania elementów konstrukcji lotniczych z kompozytów. Zaplanowano wygłoszenie 9 fachowych referatów. Przewidywany termin: 24 kwietnia 1980 r.

— III Sympozjum Humanizacji Środowiska Pracy (organizator: Sekcja Projektowania i Modernizacji Zakładów Przemysłowych ZO SIMP w Poznaniu; termin: II kwartał).

● IV Międzynarodowe Sympozjum Kompozytów w Rydzynie k. Leszna. Materiały naukowe Sympozjum, opracowane przy udziale PAN, obejmują ok. 50 referatów, poświęconych następującym dziedzinom: mikromechanika kompozytów, technologia komponentów i kompozytów zbrojonych, właściwości kompozytów zbrojonych włóknami, inne rodzaje kompozytów. Materiały te będą zbroszutowane. Termin imprezy: 22-24 września 1980 r.; koszt uczestnictwa 1500 zł. (organizatorzy: Komitet Inżynierii Materiałowej ZG SIMP, Urząd Gospodarki Materiałowej, Politechnika Warszawska, AGH Kraków, OBR Tekoma).

● Narada we Wrocławiu (przy ul. Świerczowskiego 74) nt. postępu w krajowych konstrukcjach napędów hydraulicznych z udziałem specjalistów z przedsiębiorstwa PZL-Hydral. Przewidziane jest wygłoszenie 25 referatów. Termin narady: 10-11 października 1980 r.; koszt uczestnictwa 1400 zł.

● Konferencja nt. sposobów podwyższania wytrzymałości i trwałości maszyn i konstrukcji (organizatorzy: Sekcja Wytrzymałości i Badania Materiałów ZO SIMP i

Politechnika w Częstochowie; termin: II kwartał).

● Konferencja nt. niezawodność wyrobów przemysłu maszynowego (organizator: Sekcja Normalizacji i Jakości ZO SIMP w Rzeszowie; termin: listopad).

● Konferencja w Rzeszowie (NOT, ul. Kopernika 1) pt. „Wytwarzanie elementów maszyn ze stopów metali o specjalnych właściwościach”, z udziałem specjalistów z WSK PZL-Rzeszów. Przewiduje się wydanie 11 referatów. Termin konferencji: 4-5 grudnia 1980 r.; koszt uczestnictwa 1200 zł.

### Informacja o odbytych imprezach

Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr ZODOK SIMP w Warszawie, ul. Przybyszewskiego 80/82, podał informacje o zorganizowanych w II półroczu 1979 r. imprezach naukowo-technicznych. Z obszernego wykazu wybraliśmy imprezy interesujące naszą branżę. Teksty referatów oraz wydawnictwa firmowe mogą być zainteresowanym bezpłatnie wypożyczone przez ZODOK.

● Konferencja pt. „Problemy konstrukcyjno-technologiczne stosowania tworzyw sztucznych w przemyśle” (Częstochowa, wrzesień 1979 r., poz. wykazu 21).

Przytaczamy tytuły kilku interesujących referatów:

— J. Koszkuł — Konstrukcyjne tworzywa sztuczne.

— W. Królikowski — Poliesterowe tłoczywa wzmocnione jako materiał konstrukcyjny.

— W. Bartkowski — Wybrane zagadnienia projektowania, wytwarzania i wytrzymałości kół zębatach z konstrukcyjnych tworzyw termoplastycznych.

— B. Ludek, A. Brzozowski — Wytwarzanie elementów maszyn z laminatów poliestrowych.

● Konferencja pt. „III Sympozjum Stateczności Konstrukcji” (Łódź, 25-26 października 1979 r., poz. 24). Materiały zawierają 48 referatów.

● Konferencja pt. „Badania nieniszcząca” (Warszawa, 19-21 września 1979 r., poz. 50). Materiały zawierają 4 referaty i 41 komunikatów.

Równocześnie informujemy, że odbyło się kilkanaście imprez zagranicznych, w których wzięli udział przedstawiciele SIMP, m.in.:

● VI konferencja nt. maszyn przepływowych, zorganizowana przez węglerskie sto-

warzyszenie mechaników GTE (Budapeszt 15-23 września 1979 r.). Wziął w niej udział dr inż. Bohdan Deptuła. Dokumentacja konferencji znajduje się w Bibliotece Instytutu Techniki Ciepłej i Silników Spalinowych Politechniki Poznańskiej.

● Posiedzenie Komitetu Programu Technicznego i Komitetu Stałego Międzynarodowej Rady Silników Spalinowych, zorganizowane przez Conseil International des Machines a Combustion (Paryż, 29-31 października 1979 r.). W posiedzeniu wzięł udział prof. dr hab. inż. Marian Zabłocki.

● Konferencja pt. „Komputerowe wspomaganie projektowania konstrukcji”, zorganizowana przez Stowarzyszenie Naukowo-Techniczne Budowy Maszyn CSRS. Przedstawicielem SIMP była mgr Daria Szatkowska, która wygłosiła referat pt. „Komputerowe wspomaganie projektowania dynamiki maszyn”. Jest to wykorzystanie zbioru referatów, wydany przez Dom Techniki CSRS.

### Patronat SIMP

nad m/s „Prof. Mierzejewski”

W listopadzie ub. roku odbyło się w Gdyni uroczyste podpisanie umowy patronackiej między Polskimi Liniami Oceanicznymi a Zarządem Głównym Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. SIMP objął patronat nad statkiem m/s „Profesor Mierzejewski” w obecności wiceprzewodniczącego ZG SIMP mgr. inż. Tadeusza Młyńczaka, dyrektora PLO i licznych gości. Ze strony SIMP podpisy pod dokumentem złożyli: sekretarz generalny mgr inż. K. Wawrzyniak, przewodniczący Komitetu Patronackiego SIMP inż. Stefan Maniut oraz przewodniczący Sekcji Okrętowców SIMP mgr inż. A. Lipiński. W pierwszym rejsie statku do Australii wzięła udział matka chrzestna statku mgr inż. Maria Berezowska.

### Konferencja samorządu ZPLiS

Z upoważnienia Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP w konferencji samorządu Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL wzięł udział wiceprzewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej kol. A. Misiorek. Głównym tematem obrad były założenia do planów zakładów Zjednoczenia. Kol. Misiorek mówił o poprawie jakości w przemyśle.

SŁOCIŃSKI A.: Mini-Agrolot. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 5

A conception and preliminary design of a mini ag-plane, of 50 kg chemicals capacity, has been described. The conception was worked out by the author himself. The plain was designated waggishly as PZL-126P on the analogy of the Fiat 126P car.

STAFIEJ W.: Homologation of a glider type. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 8

The article presents the homologation procedure of a glider type, aiming at obtaining a certificate in a country to which export of gliders of that type is anticipated.

MIKUŁA J., MARSZAŁEK J.: Tests performed to establish the weldability of domestic steels of „maraging” type N18K9M5TPr and H10N7K9M5Pr. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 12

The article presents an engineering process for welding by means of electron beams and the TIG method for argon-arc welding of Polish nickel steels of „maraging” type, investigations are described which pointed to the good weldability of the steels.

MALIŃSKI E.: Electric-optical systems of projection indications (head up displays) (HUD) (III). TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 17

Operational functions of the system for typical ground attack missions and air flights have been described in the third part of the article. These functions have been illustrated by examples of some conceptions of symbols for selective presentation of information, depending on type and specific stage of the action performed. Systems with electronics mixing of symbols and video-images in which a view of terrain or external surroundings in projected as a background for symbolic data display in a common indications system, have been discussed.

MARCINIĄK M.: Lowering of energy consumption in vibrational shot peening of axial compressor vanes. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 23

A device for vibrational shot peening has been characterized and the shot peening process has been analyzed, with derivation of formulas for consumption of energy transmitted by shot to the compressor vanes processed.

KAWCZYŃSKI M.: Methods of fuel saving in air service (I). TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 36

Possibilities of lowering fuel consumption in air service through modifications in aircraft design, exploitation methods and techniques of aircraft balancing during flight have been discussed.

LUNARSKA S.: Hydrogen embrittlement of titanium alloys. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 42

Influence of hydrogen content on mechanical properties of titanium and its alloys, especially factors causing particular type of embrittlement, have been discussed in this paper.

OSTAPKOWICZ M.: Impact type damages in aircraft turbine engines with axial compressor. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 45

The mechanism of arising of damages in axial compressor of turbine engines, caused by foreign matters, as well as the effects of these damages have been presented.

GLIWA M.: A contribution to determining of metal temperature by use of the relaxation method. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 49

The mathematical relationship between metal hardness and its temperature has been presented basing on results of experiments. The relationship allows to determine the work temperature of pistons and valves in engines by means of hardness measurements for only two thermo-sensitive inserts.

DULEBA L.: Contribution of RWD to development of the aircraft design. Executive, training, aerobatic and popular aircraft (IV). TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 51

The RWD works in the field of increasing safety of take-off, flight and landing, consisting in attempts to use a landing gear with a nose wheel and double engines, have been demonstrated. Development of the RWD-20 and RWD-18 airplanes have been described. The history of design development of the RWD-8 basic trainer, RWD-10 aerobatic plane, RWD-17 advanced training and aerobatic plane as well as the RWD-16bis and RWD-21 popular airplanes and a prototype of the RWD-23 basic trainer has been presented.

SŁOCIŃSKI A.: Mini-Agrolot. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 5

In dem Aufsatz wird die Konzeption und der Vorentwurf eines von dem Autor vorgeschlagenen Agrar-Kleinflugzeuges mit einer chemischen Traglast von 50 kg erörtert. Das Flugzeug erhielt die humorvolle Bezeichnung PZL-126P, ähnlich wie der Kleinwagen Fiat 126P.

STAFIEJ W.: Musterprüfung des Segelflugzeuges. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 8

Der Verfasser stellt den Verlauf einer Segelflugzeug-Musterprüfung dar, die für die Erwerbung des Lufttüchtigkeitszeugnisses im Land, in das der Export von Segelflugzeugen vorgesehen ist, durchgeführt werden muss.

MIKUŁA J., MARSZAŁEK J.: Versuche über die Bestimmung der Schweissbarkeit der einheimischen Maraging-Stähle N18K9M5TPr und H10N7K9M5Pr. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 12

Es werden das entwickelte Schweissverfahren mittels Elektronenstrahl und die TIG-Methode in der Argonhülle für die polnischen Nickel-Stähle von Typ Maraging sowie die durchgeführten Untersuchungen dargestellt, die eine gute Schweissbarkeit der Stähle ergaben.

MALIŃSKI E.: Elektronisch-optische Systeme der Projektionsanzeigen (HUD) (III). TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 17

Im dritten Teil des Aufsatzes werden die Operationsfunktionen des Systems für typische Nahunterstützungs- und Luftkampf-Aufgaben behandelt. Diese Funktionen werden durch Beispiele einiger Konzeptionen für die Symbolik zur selektiven Darstellung der Informationen, abhängig von der Art und der bestimmten Phase der ausgeführten Aufgabe, veranschaulicht. Es werden Systeme mit elektronischer Mischung der Symbolik und des Bildes „video“ erörtert, bei denen in gemeinsamer Anzeiganordnung das Bild des Gebietes bzw. der Aussenumgebung projiziert wird, das als Hintergrund für die symbolische Datenanzeige dient.

MARCINIĄK M.: Senkung des Energiebedarfs beim Vibrations-Kugelstrahlen der Schaufeln eines Axialverdichters. TLiA, XXXV, Jrg., 1980, H. 8-9, S. 23

Der Verfasser beschreibt eine Einrichtung zum Vibrations-Kugelstrahlen und analysiert den Vorgang sowie leitet Formeln für die Energieaufnahme ab, die durch die Kugeln an die Verdichterschaufeln übertragen wird.

KAWCZYŃSKI M.: Energie Sparmethoden in der Verkehrsluftfahrt (I). TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 36

Die Senkung des Kraftstoffverbrauchs im Luftverkehrswesen kann durch Änderungen in der Flugzeugkonstruktion sowie durch entsprechende Betriebs- und Wägungsmethoden im Flug erreicht werden.

LUNARSKA S.: Wasserstoffsprödigkeit der Titanlegierungen. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 42

In dem Aufsatz wird der Einfluss des Wasserstoffgehalts auf die mechanischen Eigenschaften des Titan und seiner Legierungen, mit besonderer Beachtung der diese Sprödigkeit hervorrufenden Faktoren, dargestellt.

OSTAPKOWICZ M.: Stossschäden an Turbinen-Flugmotoren mit Axialverdichter. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 45

In dem Aufsatz werden der Entstehungsmechanismus von Beschädigungen an Axialverdichtern in Flugmotoren durch Fremdkörper sowie die Folgen dieser Beschädigungen behandelt.

GLIWA M.: Beitrag zur Bestimmung der Temperatur an Metallen nach der Relaxationsmethode. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 49

Auf Versuchen gestützt wird die mathematische Beziehung zwischen der Härte und der Temperatur eines Metalls dargestellt, was durch Härtemessung an nur zwei thermoempfindlichen Einlagen die Bestimmung der Betriebstemperatur der Kolben und Ventile ermöglicht.

DULEBA L.: RWD-Beitrag zur Entwicklung der Flugzeugkonstruktion. Geschäfts-, Schulungs-, Leistungs- und allgemeine Flugzeuge (IV). TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 51

In dem Beitrag werden die von RWD geleisteten Arbeiten zur Erhöhung der Start-, Flug- und Landesicherheit durch Anwendung eines Fahrwerkes mit Bugrad und Ausstattung mit zwei Triebwerken dargestellt. Neben der Entwicklung der Flugzeuge RWD-20 und RWD-18 wird auch der Entwicklungsgang des Schulungsflugzeuges RWD-8, des Leistungsflugzeuges RWD-10, des Schulungs- und Leistungsflugzeuges RWD-17 sowie der Flugzeuge RWD-16 bis und RWD-21 für allgemeine Verwendung wie auch das Prototyp des Schulungsflugzeuges RWD-23 behandelt.

СЛОЦИŃСКИ А.: Мини-Агролет. TLiA, т. XXXV 1980, № 8-9, стр. 5

Описана концепция и аванпроект предложенного автором мини-самолета для сельскохозяйственных работ, с нагрузкой химиката 50 кг. Самолет назван в шутку PZL-126P, по аналогии с малолитражным автомобилем Fiat-126P.

СТАФЕЙ В.: Гомологация типа планера. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 8

В статье описана процедура гомологации типа планера, которая необходима для получения сертификата в стране, в которую предусмотрен экспорт планеров.

МИКУЛА Ю., МАРШАЛЭК Я.: Попытки определения свариваемости польских сталей типа мараджинг N18K9M5TPr и H10N7K9M5Pr. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 12

В статье указана технология сварки пучком электронов и методом ТИС в атмосфере аргона польских никелевых сталей типа мараджинг и проведенные исследования, которые показали хорошую свариваемость сталей.

МАЛИŃСКИ Е.: Оптико-электронные системы проекционных указателей (ПИИ) (III). TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 17

В III части статьи описана работа системы для типичных заданий по штурмовке и воздушному бою. Даются примеры некоторых схем символов (обозначений) для селективного представления информации, в зависимости от вида и фазы выполняемого задания. Описаны системы с электронным комбинированием символов и реальной картины, которые проецируют окружающую обстановку и символическое отображение данных на общий экран.

МАРЦИŃЯК М.: Снижение расхода энергии на виброструйную обработку лопастей осевого компрессора. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 23

Характеризовано устройство для виброструйной обработки шариками и приведен анализ процесса, выведены формулы на расход энергии передаваемой шариками обрабатываемыми лопастям компрессора.

КАВЧИŃСКИ М.: Методика экономии топлива в гражданской авиации (I). TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 36

Обсуждаются возможности снижения расхода топлива в гражданской авиации, путем изменения конструкции самолетов, методов эксплуатации и соответственной балансировки самолетов в полете.

ЛУНАРСКА С.: Водородная хрупкость сплавов титана. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 42

В работе описано влияние содержания водорода на механические свойства титана и его сплавов, с учётом факторов вызывающих данный вид хрупкости.

ОСТАПКОВИЧ М.: Ударные повреждения газотурбинных авиадвигателей с осевым компрессором. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 45

Представлено образование повреждений осевых компрессоров газотурбинных авиадвигателей посторонними предметами и последствия этих повреждений.

БЛАЖЕВИЧ В.: Рассеиватели концевых вихрей на мотопланере Огар. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 48

Описаны основание работ и конструкция рассеивателей типа Уиткомба, примененных во время экспериментов, проводившихся Варшавским Политехническим Институтом на мотопланере СЗД-45 Огар.

ГЛИВА М.: К определению температур металла методом релаксации. TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 49

На основе исследований разработана математическая зависимость между твердостью и температурой металла, что позволяет определять температуры работы поршней и клапанов в двигателях путем измерения твердости только двух термочувствительных вкладышей.

ДУЛЕБА Л.: Достижения РВД в области конструкции самолета. Самолеты связные, учебные, акробатические и популярные (IV). TLiA, т. XXXV, 1980, № 8-9, стр. 51

Представлены работы РВД в области безопасности взлёта, полёта и посадки путем применения шасси с носовым колесом и двухмоторной схемы. Описано развитие самолетов РВД-20 и РВД-18. Представлена история развития учебного самолета РВД-8, акробатического РВД-10 и учебно-акробатического РВД-17, а также популярных самолетов РВД-16 bis и РВД-21 и прототипа учебного самолета РВД-23.

БЛАЖЕВИЧ В.: Edge vortex diffusers on the Ogar motor glider. TLiA, vol. XXXV, 1980, No. 8-9, p. 48

The genesis of undertaking the studies as well as design of the Whitcomb-type winglets applied to the SZD-45 Ogar motor glider in Warsaw Technical University have been described.

БЛАЖЕВИЧ В.: Zerstreuer der Kantenluftwirbel am Motorsegelflugzeug Ogar. TLiA, XXXV Jrg., 1980, H. 8-9, S. 48

In dem Beitrag wird die Entwicklung und die Konstruktion der an der Technischen Hochschule in Warszawa entworfenen Zerstreuer von Typ Whitcomb für das Motorsegelflugzeug SZD-45 Ogar behandelt.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Chopina 5<sup>B</sup> m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI

A. Glass: O efektywności gospodarowania w lotnictwie (W Święto Polskich Skrzydeł)	
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny jednostkowe śmigłowców (w funkcji mocy, masy własnej, masy użytecznej, masy całkowitej)	4
A. Stociński: Mini-Agrolot (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	5
POCZTA LOTNICZA	7
W. Stafiej: Homologacja typu szybowca	8
J. Mięka, J. Marszałek: Próby określenia spawalności krajowych stali typu maraging N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr	12
E. Maliński: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (III)	17
NOWOŚCI TECHNICZNE: Rozwój cyfrowych układów sterowania silników w W. Brytanii	21
Zautomatyzowany proces produkcji łopatek turbin silników lotniczych	22
Satelita łącznościowy SBS	22
M. Marciniak: Obniżenie energochłonności wibrokulowania łopatek sprężarki osiowej	23
KARTOTEKA TLiA: Beechcraft Super King Air 200 — USA	25
Vought A-7D Corsair II — USA	27
Socata TB-30 Epsilon — Francja	29
Antonow An-72 — ZSRR	31
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Certyfikacja samolotów wg FAR 23	33
ŁUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ Władysław Nowakowski	35
M. Kawczyński: Metody oszczędzania paliwa w lotnictwie komunikacyjnym (I) (PROBLEMY LOT)	36
KSIĄŻKI LOTNICZE	38
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Fotografia lotnicza (II)	39
PROJEKTY: IDI-H-36 Dimona — RFN/Izrael	40
PROTOTYPY: Fus/MBB Flamingo T-1 — RFN	40
Grob G109 — RFN	41
S. Łunarska: Kruchosc wodorowa stopów tytanu	42
M. Ostapkowicz: Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinyowych ze sprężarką osiową	45
NOWOŚCI TECHNICZNE: Hydrauliczne narzędzia do laminatów	47
W. Błażewicz: Rozpraszacze wirów brzegowych na motoszybowcu Ogar	48
M. Gliwa: Przyczynę do określenia temperatury metalu metodą relaksacji	49
L. Duleba: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty dyspozycyjne, szkolne, akrobacyjne i popularne (IV) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	51
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	54
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.

Str.

Na okładce: Samolot szkolno-akrobacyjny CSS-11 — 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. Wollński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 13-888/80. Nakład 5500 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. O-70.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

SŁOCIŃSKI A.: Mini-Agrolot. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 5

Opisana koncepcję i projekt wstępny zaproponowanego przez autora mini-samolotu rolniczego o masie ładunku chemicznego 50 kg. Samolot nazwano żartobliwie PZL-126F, przez analogię do nazwy samochodu Fiat 126F.

STAFIEJ W.: Homologacja typu szybowca. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 8

Przedstawiono przebieg procedury homologacji typu szybowca prowadzącej do uzyskania certyfikatu w kraju, do którego przewiduje się eksport szybowców.

MIKUŁA J., MARSZAŁEK J.: Próby określenia spawalności krajowych stali typu maraging N18K9M5TPr i H10N7K9M5Pr. TLiA, t. XXXV, 1980 r., nr 8÷9, s. 12

Przedstawiono opracowaną technologię spawania wiązką elektronów i metodą TIG w osłonie argonu polskich stali niklowych typu maraging oraz przeprowadzone badania, które wykazały dobrą spawalność stali.

MALIŃSKI E.: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (III). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 17

W cz. III artykułu omówiono funkcje operacyjne systemu dla typowych misji szturmowych i walk powietrznych. Funkcje te zilustrowano przykładami niektórych koncepcji symboliki dla selektywnej prezentacji informacji, w zależności od rodzaju i określonej fazy wykonywanej misji. Omówiono systemy z elektronicznym mieszanym symboliki i obrazu „video”, w których na wspólnym układzie wskazań jest rzutowany widok terenu lub otoczenia zewnętrznego stanowiący tło dla symbolicznej prezentacji danych.

MARCINIAK M.: Obniżenie energochłonności wibrokulowania łopatek sprężarki osiowej. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 23

Scharakteryzowano urządzenie do wibrokulowania i zanalizowano proces kulowania wyprowadzając wzory na pobór energii przekazywanej przez kulki obrabianym łopatkami sprężarki.

KAWCZYŃSKI M.: Metody oszczędzania paliwa w lotnictwie komunikacyjnym (I). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 36

Omówiono możliwości zmniejszenia zużycia paliwa w lotnictwie komunikacyjnym przez zmiany w konstrukcji samolotów, w metodach eksploatacji i w metodach wyważania samolotów w locie.

ŁUNARSKA S.: Kruchosc wodorowa stopów tytanu. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 42

W pracy omówiono wpływ zawartości wodoru na właściwości mechaniczne tytanu i jego stopów ze szczególnym uwzględnieniem czynników powodujących dany rodzaj kruchości.

OSTAPKOWICZ M.: Uszkodzenie udarowe w lotniczych silnikach turbinyowych ze sprężarką osiową. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 45

Przedstawiono mechanizm powstawania uszkodzeń sprężarek osiowych silników turbinyowych przez ciała obce oraz skutki tych uszkodzeń.

BŁAŻEWICZ W.: Rozpraszacze wirów brzegowych na motoszybowcu Ogar. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 48

Opisano genezę podjęcia badań oraz konstrukcję rozpraszaczy typu Whitcomb'a zastosowanych na Politechnice Warszawskiej na motoszybowcu SZD-45 Ogar.

GLIWA M.: Przyczynę do określenia temperatury metalu metodą relaksacji. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 49

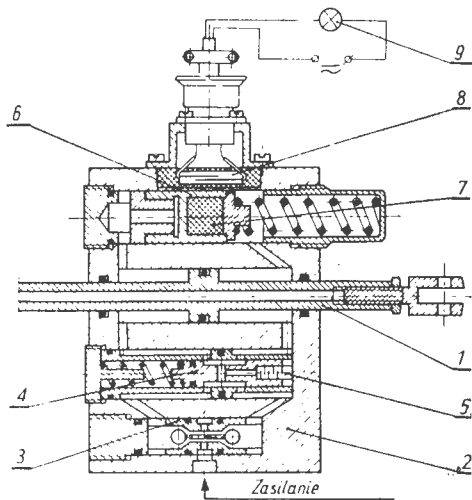
W oparciu o badania przedstawiono matematyczną zależność między twardością a temperaturą metalu, co pozwala na określenie temperatury pracy tłoków i zaworów w silnikach za pomocą pomiaru twardości tylko dwóch wkładek termoczułych.

DULEBA L.: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Samoloty dyspozycyjne, szkolne, akrobacyjne i popularne (IV). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 8÷9, s. 51

Przedstawiono prace RWD w zakresie zwiększania bezpieczeństwa startu, lotu i lądowania przez zastosowania podwozia z kołem przednim oraz dwóch silników. Opisano rozwój samolotów RWD-20 i RWD-18. Przedstawiono dzieje rozwoju samolotu szkolnego RWD-8, akrobacyjnego RWD-10 i szkolno-akrobacyjnego RWD-17 oraz samolotów popularnych RWD-16bis i RWD-21, a także prototypu samolotu szkolnego RWD-23.



● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral z Wrocławia zgłosił do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania **Urządzenie tłumiąco-ostrzegawcze, zwłaszcza w układzie sterowania kierunkiem lotu śmigłowca**. Wynalazek E. Dobkowskiego i M. Morynia rozwiązuje zagadnienie uproszczenia konstrukcji oraz polepszenia właściwości ostrzegania i regulacji sygnalizowanej prędkości przesuwu steru.



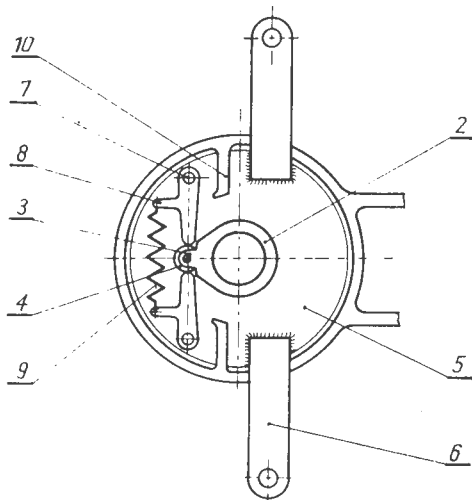
Urządzenie tłumiąco-ostrzegawcze stosowane w układzie sterowania kierunkiem lotu, jak również w układach hydraulicznych, gdzie istnieje potrzeba tłumienia prędkości ruchu, składające się z tłoka 1 dwustronnego działania, tworzącego w korpusie 2 dwie przestrzenie robocze, do których doprowadzone jest ciśnienie z układu zasilania, które przy wlocie do urządzenia dawkowane jest zaworem kompensacyjnym 3 i zaworem odcinającym 4 z dławikiem stałym 5 charakteryzuje się tym, że przestrzenie robocze tłoka 1 połączone są z komorą, w której umieszczony jest tłoczek 6, wewnątrz którego znajduje się magnes 7, zaś równoległe do magnesu umieszczonego w korpusie 2 zestyk kontaktowny 8, który zwierany jest w odpowiednim położeniu tłoczka 6. Położenie tłoczka 6 jest zależne od przyłożonej siły do tłoka 1. Lampka sygnalizacyjna podłączonego obwodu 9 zapala się po przekroczeniu siły, na jaką zostało wyregulowane urządzenie.

Zgłoszenie opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 1/1979 r. w klasie B64 C, pod nr P.199096.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania **Mechanizm sterowniczy**. Wynalazek G. Szelaża, W. Miedlara, T. Zwanickiego i A. Derkaczowa rozwiązuje zagadnienie opracowania takiego sprzęgłowego mechanizmu sterującego, który miałby znacznie skrócony ruch jałowy przy wysprężaniu, a przez to dopuszczałby minimalną elastyczność układu i dużą wierność sterowania.

Mechanizm sterowniczy ma korpus 1, stanowiący zakończenie goleni podwozia samolotu, w którym umieszczono obrotowo widelce 2, do którego za pomocą sworzni 3 przymocowana jest obrotowa rolka 4. Niezależnie od widelca 2, w korpusie 1 umieszczona jest obrotowa tarcza 5 z dźwigniami sterującymi 6, do której za pomocą sworzni 7 przymocowane są obrotowo zapadki 8 spięte sprężyną 9. Zapadki te dociśnięte są do kołnierza widelca 2 po

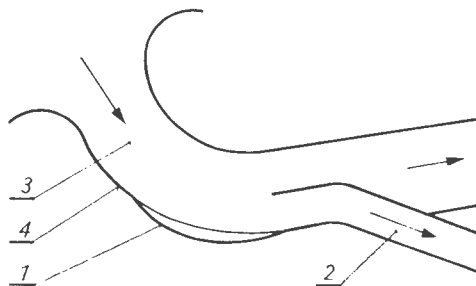
przeciwnych stronach rolki 4. Do korpusu 1 trwale przymocowane są elementy oporowe 10.



Konstrukcja ta spełnia rolę sprzęgła o bardzo krótkim ruchu jałowym, osiągniętym dzięki zastosowaniu wydłużonych zapadek opartych o obrotową rolkę 4. Zapadki te bowiem, oparte, w zakresie kątów sterowania, o kołnierzu widelca 2 i o rolkę 4, po przekroczeniu zakresów kątów sterowania są pod działaniem elementu oporowego 10 odchylane na bardzo krótkiej drodze powodując szybkie wysprężenie. Stosowanie opisanego mechanizmu umożliwia skuteczne sterowanie w zakresie wymaganych kątów sterowania i jednocześnie swobodne obracanie widelca 2 po przekroczeniu tego zakresu, bez krzyżowania linek sterujących. Mechanizm ten może być stosowany w samolotach i innych urządzeniach wymagających sterowania.

Zgłoszenie zamieszczono w BUP nr 1/1979, w klasie B64C, pod nr P.199135.

● Wojskowa Akademia Techniczna im. Jarosława Dąbrowskiego zgłosiła do opatentowania **układ odpylacza powietrza**. Przedmiotem wynalazku R. Wiatreka, S. Szczecińskiego i S. Trębacza jest bezwładnościowy, promieniowy odpylacz powietrza mający zastosowanie zwłaszcza w silnikach turbinowych oraz sprężarkach o dużym natężeniu.



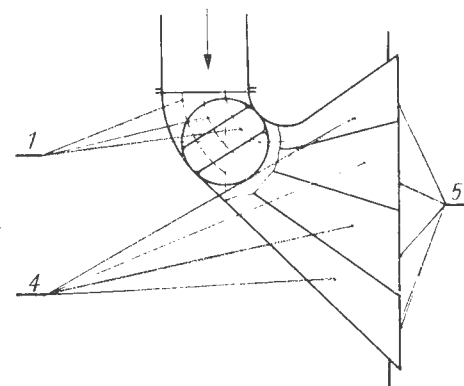
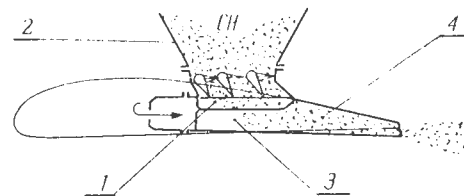
Odpylacz ma profilowane wgłębienie 1 ukierunkowujące odbite ziarna pyłu do kanału 2 odprowadzającego zanieczyszczenia do atmosfery, przy czym wgłębienie to wykonane jest w kanale przepływowym 3, w ścianie 4 o większym promieniu krzywizny.

Zgłoszenie opublikowano w BUP nr 26/1978, w klasie B01D, pod nr P.198775.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania trzy wynalazki z dziedziny agrolotnictwa:

● Wynalazek W. I. Iwaszczenka, M. I. Borowkova, J. M. Gorbenki, W. Błaszczaka i J. Kuronia pt. **Opylacz tunelowy do rozsiewu granulowanych i/lub proszkowych środków chemicznych, zwłaszcza do dużych dawek** rozwiązuje zagadnienie wykorzystania sprężonego powietrza od silnika samolotu do zwiększenia skuteczności i jakości obrabianych pól bez pogarszania aerodynamiki samolotu.

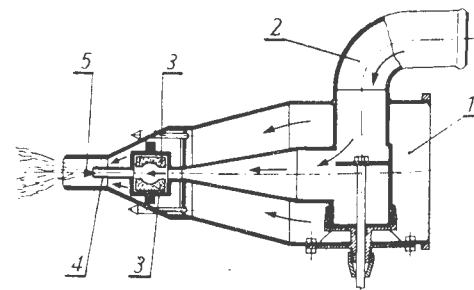
Opylacz tunelowy zabudowany pod dozownikiem z doprowadzonym sprężonym powietrzem charakteryzuje się tym, że na przedłużeniu przegród 1 dozownika 2 znajdują się listwy kierunkowe 3 rozdzielające na indywidualne kanały 4 rozchodzące się kolisto, przechodzące w odpowiednio spłaszczone i rozszerzone końcówki 5. Wynalazek ma dwa zastrzeżenia.



Zgłoszenie opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 3/1979, w klasie B64D, pod nr P.203369 T.

● Wynalazek J. Watuliewa i J. Kuronia pt. **Urządzenie rozpylające ciecz za pomocą sprężonego powietrza, zwłaszcza w instalacjach agrolotniczych** rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji urządzenia wytwarzającego szerokie i płaskie strumienie mgły ciecz-powietrze i zapewniającego natychmiastowe przerwanie dopływu cieczy.

Urządzenie ma mieszacz 1, wewnątrz którego zabudowana jest rura 2 doprowadzająca ciecz do rozpylania o regulowanej ilości wypływu, zawór pneumatyczny 3 w postaci dwóch przewodów elastycznych oraz dyszę wylotową 4, na końcu której



znajduje się kłln 5 ostrzem sklerowany do napływającej cieczy. Wynalazek jest chroniony czterema zastrzeżeniami.

Zgłoszenie ukazało się w BUP nr 5/1979, w klasie B64D, pod nr P.202828 T.

# JANTARS

THE BEST GLIDERS  
IN THE WORLD

○ SZD-48 Jantar Std 2  
standard class sailplane  
Best glide ratio 1 : 40

○ SZD-42-2 Jantar 2B  
open class sailplane  
Best glide ratio 1 : 50

○ Over 400 Jantars flying  
all over the world



 **PEZETEL**  
POLAND

**PZL  
BIELSKO**

**34 YEARS OF EXPERIENCE  
4250 SZD GLIDERS BUILT**

#### MANUFACTURER

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

#### EXPORTER

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry PZL  
Aleja Stanów Zjednoczonych 61, 03-965 Warszawa, Poland, P.O.Box 61  
Phone: 10-80-01. Telex: 81-33-14 pzl. pl.