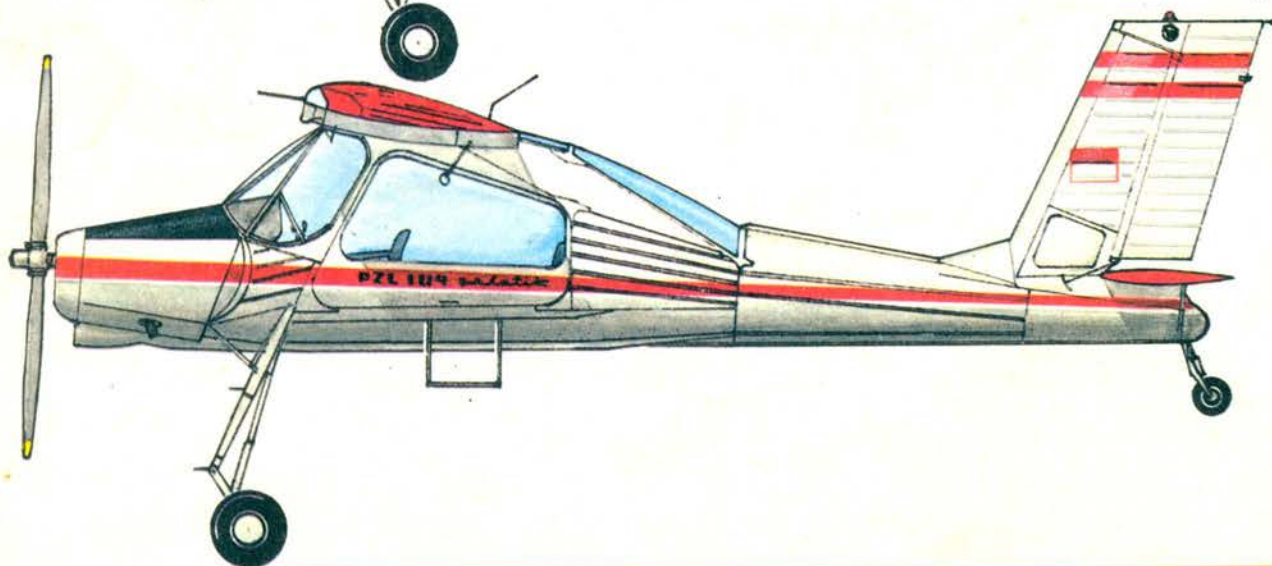
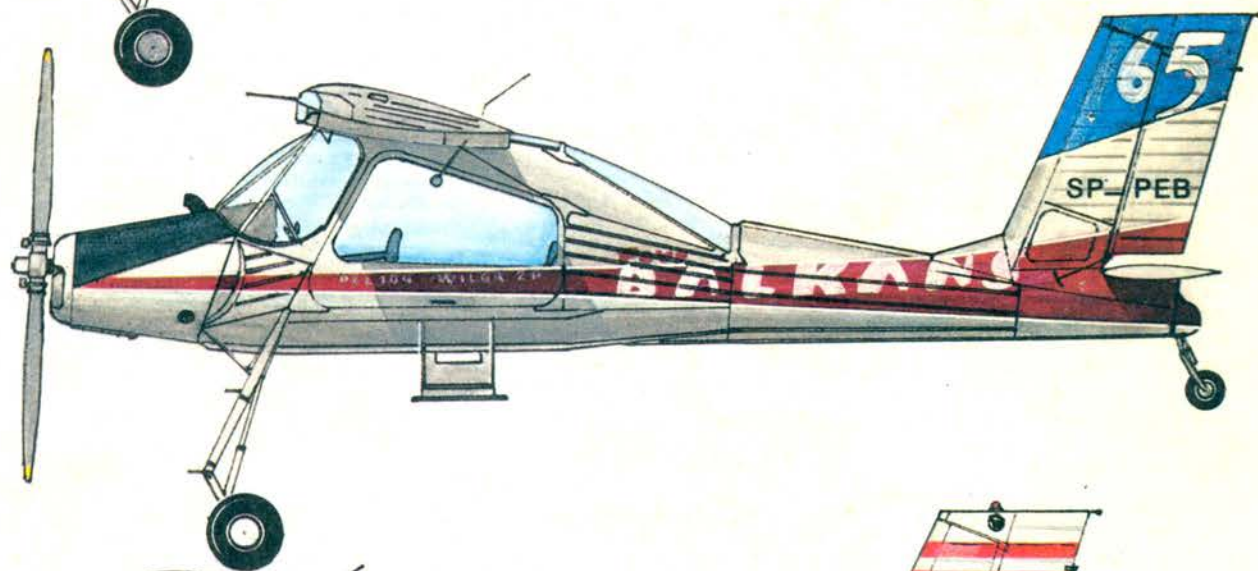
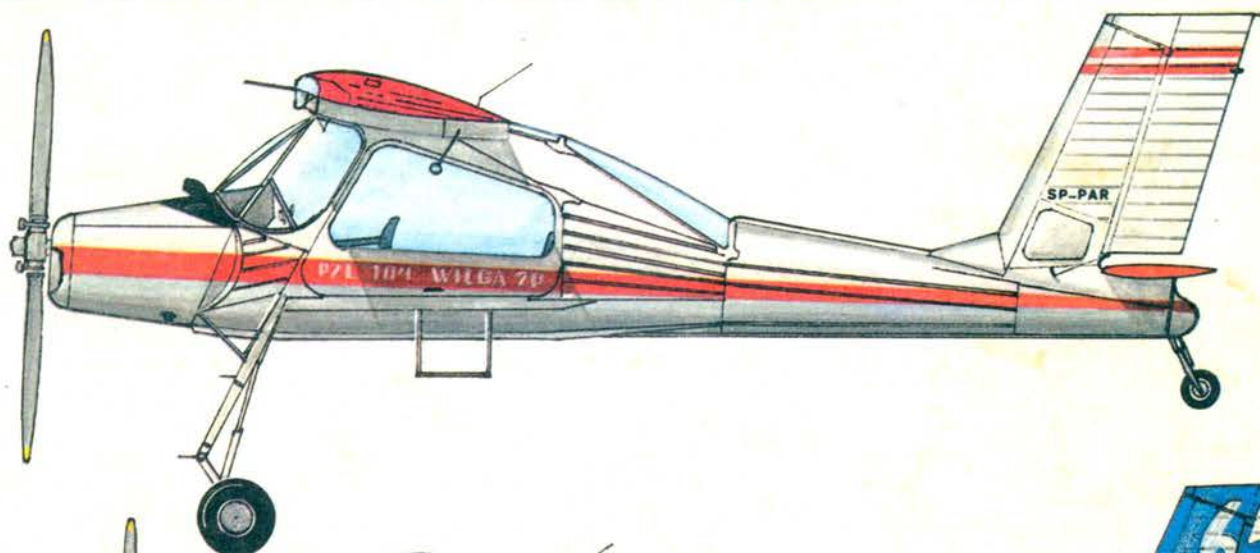


TECHNIKA

8'82

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Вариант сельскохозяйственного самолета КРУК, обозначенный ПЗЛ-106АС, с двигателем АШ-62ИР 736 квт (1000 л.с.), который совершил первый полет, в прошлом году, получил сертификат в июле м-це. Два экземпляра ПЗЛ-106АС налетали во время испытаний 150 часов. Десять штук ПЗЛ-106АС, переделанных из ПЗЛ-106А, принимает участие в работах по контракту ЗУА (Отделение Авиационных Услуг ПЗЛ ВСК Варшава-Окенце), в Египте. Один ПЗЛ-106АС в июле был передан предприятию Аграрфлют (ГДР) для испытаний сельскохозяйственной аппаратуры. ПЗЛ-106АС отличается от ПЗЛ-106А более высокими летными и экономическими характеристиками, так как его расход топлива на 40 литров в час ниже, а также имеет более длинный межремонтный срок и низкую трудоемкость обслуживания.

● Завод ПЗЛ ВСК Варшава-Окенце начал выпуск нового усовершенствованного варианта сельскохозяйственного самолета Крук, обозначенного ПЗЛ-106 БС, с новым крылом и более короткими подкосами. Приводом самолета является двигатель АШ-62ИР, 736 квт (1000 л.с.). Испытания самолета должны завершиться получением сертификата в III квартале т.г. Идет постройка 40 самолетов ПЗЛ-106 БС Крук восьмой серии, первые из них будут готовы в конце 1982 года или в начале 1983 года.

● Из-за удлинения периода доработки редукторного двигателя ПЗЛ-3СР на заводе ВСК ПЗЛ Жешув, следует полагать, что самолет ПЗЛ-106 БР Крук получит сертификат только во втором квартале 1983 г., а его серийный выпуск начнется в конце 1983 или в начале 1984 г.

● Прототип самолета ПЗЛ-106 АТ Турбо-Крук завершил заводские испытания с двигателем ПТ-6А. В 1983 г. предполагается сертификация ПЗЛ-106 БТ Турбо-Крук, который будет выпускаться с двигателем ПТ-6 или ПЗЛ-10 по мере спроса и возможности получения двигателей.

● На заводе ПЗЛ Варшава-Окенце коллектив конструкторов под руководством мгр инж. Анджея Фрыдрихэвича начал работу над аванпроектom сельскохозяйственного самолета девяностых годов, ПЗЛ-107 Кавка. Прототип самолета совершит первый полет в 1986 г. а выпуск предполагается с 1990 г.

● Конструкторское бюро ПЗЛ ВСК Варшава Окенце начало разработку проекта многоцелевого самолета ПЗЛ-104 Вильга 88, с полезной массой 600 кг. Самолет по схеме высокоплан, будет иметь совершенно новую конструкцию. Самолетом заинтересована Канада. Прототип самолета будет готов в 1985 г.

● В конструкторском бюро ПЗЛ ВСК Варшава-Окенце, управляемым мгр инж. Анджеем Фрыдрихэвичем, разрабатывается проект учебно-тренировочного самолета ПЗЛ-130 Орлик, с поршневым двигателем, имеющего летные свойства реактивного самолета. Это должно облегчить обучение пилотов реактивных самолетов. Прототип самолета будет готов в 1983/1984 г.

● The PZL-106AS version of the Kruk ag-plane, driven by the ASz-62IR 736 kW (1000 hp) engine, test flown last year, was granted the certificate in July this year. Two PZL-106AS airplanes flew 150 hrs during tests. Ten airplanes of this type, converted from the PZL-106A version, participate in the this year's action of ZUA (Air Agricultural Services Division of the PZL WSK-Warszawa Okęcie Works) performed in Egypt. One PZL-106AS was directed to the „Agrarflug” enterprise (GDR) for tests of the agricultural equipment. The PZL-106AS has better performance than the PZL-106A and lower operating costs because of the fuel consumption reduced by 40 l/h, long time between overhauls of the engine and the fact that the engine maintenance works are not much time-consuming.

● Production of an improved version of the Kruk ag-plane, designated PZL-106BS, with modified wing design employing short wing struts, has been started in the PZL WSK-Warszawa Okęcie manufacturing plant. The aircraft is powered by the ASz-62IR 736 kW (1000 hp) engine. Tests if this aircraft are to be completed in the third quarter of this year and are to result in obtaining the certificate. 40 airplanes Kruk, series VIII, of the PZL-106BS version, are being built nad the first ones are to be ready on the turn of 1982.

● In connection with the fact that the development period of the PZL-3SR geared engine has been prolonged at the WSK PZL-Rzeszów Works, it is anticipated that the PZL-106BR Kruk ag-plane will be granted the certificate in the second quarter 1983, and its lot production will be able to be started on the turn of 1983.

● A prototype of the PZL-106AT Turbo Kruk aircraft has been factory tested with the PT6A engine. In 1983, as it is expected, the PZL-106BT Turbo Kruk aircraft is to be granted the certificate, and its production with the PT-6 or the PZL-10 engine will depend on demand for that aircraft and on availability of those engines.

● A team headed by Andrzej Frydrychewicz, M. Sc., have started study works at an agricultural aircraft of 1990's PZL-107 Kawka, at the PZL WSK-Warszawa Okęcie Works. A prototype of that aircraft is planned to perform, its first flight in 1986, and its production is to be started in 1990.

● Designing of the PZL-104 Wilga 88 multipurpose aircraft of 600 kg pay load has been started at the design office of the PZL WSK-Warszawa Okęcie Works. It will be a high-wing monoplane of absolutely new design. That aircraft arouses interest of the Canadian government. A prototype of that aircraft is planned to be ready in 1985.

● A training aircraft, PZL-130 Orlik, with a piston engine but having characteristics of a jet airplane, is being designed at the design office of the PZL WSK-Warszawa Okęcie Works, headed by A. Frydrychewicz, M. Sc. This is aimed at facilitating of training of jet aircraft pilots. A prototype of that aircraft is planned to be ready on the turn of 1983.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego. Dopisując w zamówieniu — PRENUMERATA STAŁA, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówień, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa. Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratorzy indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata-posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 25 listopada (w 1982 r. wyjątkowo do 5 grudnia) na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 10 marca — na II kwartał,
- do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,
- do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł. Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Zakład Kolportażu Wyd. NOT SIGMA, Warszawa, ul. Świętokrzyska 14a, tel. 26-80-16, 26-67-17.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII LISTOPAD 1982

TECHNIKA

8'82

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

## Problemy oceny licencji na wyroby lotnicze

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Często można spotkać się z pytaniem czy licencje, które brał nasz przemysł lotniczy były korzystne. Aby móc spróbować dać odpowiedź na to pytanie, trzeba poznać zasadnicze problemy wiążące się z licencjami. Jednak najpierw należy określić, co rozumie się pod pojęciem licencja. W szerokim, potocznym użyciu tego wyrazu — licencja to każda produkcja wyrobu zagranicznego, zaś w języku prawno-handlowym to określony typ transakcji. Typowa licencja to umowa na produkcję ograniczonej lub nieograniczonej ilości danego wyrobu za określoną opłatą. Jedną z jej odmian to umowa z royalty, czyli opłata od każdej wyprodukowanej sztuki (np. rzędu 5% ceny wyrobu). Dla pełniejszej oceny problemu przyjmijmy jednak określenie szersze, choć mniej ścisłe.

Nasz przemysł lotniczy produkuje trzy rodzaje wyrobów, z punktu widzenia ich pochodzenia: polskie, radzieckie i zachodnie. Konstrukcje radzieckie są samoloty An-2 i śmigłowce Mi-2, elementy do samolotu Il-86, samoloty An-28 oraz silniki: AI-14, ASz-62, GTD-350 i PZL-10. (TWD-10). Strona radziecka zazwyczaj przekazuje nam dokumentację konstrukcyjną (seryjną lub prototypową) zawierając umowę na dostarczenie określonej liczby samolotów, śmigłowców czy silników. Nie jest to umowa licencyjna w ścisłym znaczeniu tego słowa, lecz udostępnienie dokumentacji. Tak najczęściej praktykują między sobą kraje socjalistyczne. Jeśli cena wyrobu jest dobrze skalkulowana i seria jest długa, a zazwyczaj tak się dzieje, to tego rodzaju transakcja jest opłacalna. Po zamortyzowaniu się kosztów uruchomienia produkcji, wyrób staje się bardzo opłacalny, jak to np. miało miejsce w przypadku samolotu An-2. Przy tego rodzaju umowach istnieje możliwość produkcji danego wyrobu na użytek krajowy i na eksport do innych krajów. Jeśli produkcja wymaga importu kooperacyjnego materiałów, półfabrykatów i wyposażenia — to oczywiście najpierw musi być realizowana produkcja dla głównego odbiorcy, a potem dla innych. Jeśli polski przemysł bierze dokumentację prototypową, jak w przypadku śmigłowca Mi-2 czy silnika TWD-10, to podejmuje się wykonania prac związanych z doprowadzeniem wyrobu do stanu spełniającego wymagania stawiane wyrobom seryjnym. Jeśli przemysł podejmuje produkcję na zasadzie kooperacji, jak np. elementów do samolotu Il-86, to zazwyczaj jest to wymiana za wyroby lotnicze, np. samoloty dla LOT-u. W przypadku rozwijania wyrobu licencyjnego, jak np. przerobienie samolotu Jak-12M na samolot PZL-101 Gawron, czy silnika AI-26W (Lit-3) na PZL-3S, całkowite prawa do wyrobu, jego nazwy i reklamowania jako konstrukcji własnej ma nasz przemysł. Podobnie jest, gdy wyrób powstaje w kooperacji radziecko-polskiej, a konstruktorzy radzieccy są zatrudnieni jako pracownicy polskiego przemysłu, jak to miało miejsce przy projektowaniu samolotu M-15.

Mamy w produkcji również wyroby zachodnie, tj. francuskie i amerykańskie: samolot szkolno-sportowy PZL-110 Koliber (Socata Rallye) i samolot dyspozycyjny PZL M-20 Mewa (Piper Seneca II) oraz silniki tłokowe PZL-Franklin. Na podstawie jakich umów je produkujemy? Na samolot Rallye była zawarta z przemysłem francuskim umowa licencyjno-kooperacyjna. Polegała ona na nabyciu licencji w zamian za wyprodukowanie określonej liczby

zespołów tego płatowca dla wytwórni francuskiej o wartości rzędu ok. 20 samolotów tego typu). Licencja została spłacona produkcją już w 1980 r., zaś obecnie nasz przemysł zarabia dewizy dalszą produkcją elementów tego samolotu dla Francji.

Na podobnych zasadach licencyjno-kooperacyjnych uzyskano prawo montażu i budowy samolotów Seneca. Umowa z 1978 r. przewidywała prawo montażu 400 samolotów w ciągu 5 lat. Nasz przemysł podjął produkcję elementów dla wytwórni Piper otrzymując w zamian zespoły do montażu samolotów i prawa licencyjne. Produkcją elementów dokonano spłaty dostarczonych do Polski zespołów.

Natomiast sprawa silników Franklin przedstawia się zupełnie inaczej. Amerykańska wytwórnia Franklin zbankrutowała w połowie lat siedemdziesiątych i cały jej majątek został wyprzedany. Polska zakupiła prawa wyłącznej produkcji, dokumentację techniczną oraz pewną liczbę części do silników za bardzo niską cenę rzędu 40 tys dol., czyli za sumę odpowiadającą kosztowi zakupu kilkunastu silników.

Jak widać, wszystkie zakupy licencji dokonywane były przez przemysł lotniczy bezdewizowo i spłacone produkcją, czyli nie wymagały kredytów i nie powodowały zadłużenia za granicą. Oczywiście sprawa opłat i poniesionych kosztów za licencje to tylko jeden z problemów związanych z licencjami, lecz dość istotny w obecnej sytuacji gospodarczej.

Opłaty licencyjne nie są jednym powodem wydatków dewizowych związanych z produkcją licencyjną. Uruchomienie produkcji licencyjnej czy kooperacyjnej z reguły wiąże się z nowymi technologiami, a stąd zakupami wyspecjalizowanych obrabiarek za granicą. Produkcja samolotów Rallye wymaga zgrzewarek duralu, gdyż taką konstrukcję ma ten płatowiec. Usterzenia Il-86 wymagają obrabiarek do obróbki kilkunastometrowych elementów. Niemal każdy nowy wyrób wymaga innego parku maszynowego, nie pokrywającego się z tym, jakiego dotychczas używała dana wytwórnia. Zakupy obrabiarek niekoniecznie odbywają się w kraju licencjodawcy, lecz często w innych krajach. Wielkość tych zakupów zależy od nowości technologii związanych z wyrobem. Nie zawsze zakupiona obrabiarka służy do produkcji tylko jednego wyrobu. Zdarza się często, iż wprowadzona z okazji licencji nowa technologia jest stosowana i do innych wyrobów w danym zakładzie, co jest zjawiskiem korzystnym. Dlatego mówi się, że licencje przynoszą zakładom nowe technologie. Czy wydatkami dewizowymi (często na kredyt) związanymi z zakupem obrabiarek należy obciążyć tylko ten wyrób, który spowodował zakup, czy wszystkie wyroby, które na tym skorzystały — oto problem dla ekonomistów.

Produkcja licencyjna, a tym bardziej kooperacyjna nie obejmuje wykonywania w kraju wszystkich elementów i wyposażenia, a zwłaszcza materiałów i półfabrykatów. Pociąga to za sobą import kooperacyjny. Jego wielkość otrzymała żargonową nazwę „wsadu dewizowego”. Nawet w przypadku samolotu An-2, który jest u nas w produkcji ponad 20 lat, nie wszystko do niego produkujemy sami. Sprowadzamy część materiałów (blach duralowych),

cd. na s. 2

## POLSKA

● Oblatana w ub.r. odmiana samolotu rolniczego Kruk, PZL-106AS napędzana silnikiem ASz-62IR 736 kW (1000 KM), w lipcu br. otrzymała certyfikat. Dwa egzemplarze PZL-106AS wylatały w próbach 150 h. Dziesięć PZL-106AS przerobionych z PZL-106A bierze udział w tegorocznej akcji ZUA (Związek Usług Agrolotniczych PZL WSK-Warszawa Okęcie) w Egipcie. Jeden PZL-106AS został w lipcu br. przekazany do Agrarflug (NRD) do prób aparatury agro. PZL-106AS ma lepsze osiągi od PZL-106A oraz niższe koszty eksploatacji ze względu na obniżone zużycie paliwa o 40 l/h, długi okres międzyremontowy silnika i małą czasochłonność prac obsługowych silnika. (Skrzydła 1/82)

● W wytwórni PZL WSK-Warszawa Okęcie do produkcji weszła ulepszona odmiana samolotu rolniczego Kruk, oznaczona PZL-106BS ze zmienionym skrzydłem o krótkich zastrzałach. Napęd samolotu stanowi silnik ASz-62IR 736 kW (1000 KM). Próby samolotu mają zakończyć się w III kwartale br. uzyskaniem certyfikatu. W budowie znajduje się 40 samolotów Kruk VIII serii, PZL-106BS, których pierwsze egzemplarze mają być gotowe na przełomie 1982 i 1983 r. (Skrzydła 1/82)



W dniu 18 czerwca 1982 r. pierwszy lot na prototypie samolotu rolniczego PZL M-21 Dromader Mini (SP-PDM) wykonał inż. T. Pakuła. Głównym konstruktorem samolotu jest mgr inż. Jarosław Rumszewicz. Foto: CAF — A. Łoka

● W związku z przedłużeniem się okresu dopracowania w WSK PZL-Rzeszów silnika reduktorowego PZL-3SR przewiduje się, że samolot rolniczy PZL-106BR Kruk uzyska certyfikat w II kwartale 1983 r., a jego produkcja seryjna będzie mogła być realizowana na przełomie lat 1983 i 1984. (Skrzydła 1/82)

● Prototyp samolotu PZL-106AT Turbo Kruk przeszedł próby fabryczne z silni-

kiem PT-6A. W 1983 r. przewidziana jest certyfikacja samolotu PZL-106BT Turbo Kruk, którego produkcja z silnikiem PT-6 lub PZL-10 będzie zależna od zapotrzebowania na samolot oraz możliwości uzyskania dostaw silników. (Skrzydła 1/82)

● W PZL WSK-Warszawa Okęcie zespół pod kierunkiem mgr. inż. Andrzeja Frydrychewicza rozpoczął prace studialne nad samolotem rolniczym lat dziewięćdziesią-

ca. ze s. 1

wyposażenia oraz półfabrykatów, np. odkuwki na łopaty śmigieł. Podobnie jest z produkcją śmigłowców Mi-2 czy silników, np. AI-14. Zazwyczaj po prostu nie opłaca się produkować wszystkiego, zwłaszcza gdy istnieją wytwórnie produkujące dany element masowo. Dla naszego przemysłu może to tworzyć specjalny problem, gdy „wsad dewizowy” jest duży, pochodzi z Zachodu i nie da się go spłacić produkcją kooperacyjną. Czy mamy takie problemy? Koliber ma już wszystkie elementy produkcji krajowej. Natomiast co najmniej 40% elementów do Mewy trzeba importować, co jest możliwe na zasadzie spłat za pomocą produkcji kooperacyjnej. Istnieje możliwość zmniejszenia tego importu do 10%. Bardziej skomplikowana jest sprawa silników PZL-Franklin. Wytwórnie silnikowe nie produkują osprzętu silnikowego, dlatego prawa do produkcji silników Franklin (2-, 4- i 6-cylindrowych) nie obejmują gaźników, iskrowników, prądnic itp. Dotychczas trzeba było je importować z Zachodu za dewizy. Są prowadzone prace nad zastosowaniem osprzętu krajowego, co zmieniłoby zasadniczo sytuację tych silników.

A jakie problemy stwarzają użytkownikom samoloty i silniki mające „wsad dewizowy”? Jeśli silniki lub płatowce wymagają paliwa wysokooktanowego lub cieczy hydraulicznej, których nie ma u nas w produkcji i trzeba je importować z Zachodu (jak to ma miejsce w przypadku Kolibra z I serii i Mewy), może to być przeszkodą w użytkowaniu sprzętu. Dochodzi następnie problem części zamiennych. Szanujący się wytwórca zapewnia pełny serwis posprzętowy, czyli zobowiązuje się do dostaw części i do remontów. A niewątpliwie są potrzebne nie tylko iskrowniki czy gaźniki, lecz także części płatowca i wyposażenie. Sytuacja staje się trudna, gdy wytwórnia, aby zmniejszyć swe wydatki dewizowe, chce stosować zasadę „sprzedał i uciekł”, czyli wymaga, aby użytkownik płacił dewizami za części zamienne. Jaki jest wynik takich trudności? Potencjalni użytkownicy, choć potrzebują sprzętu, jednak nie decydują się na zakup. Czekają, aż wyrób nie będzie obciążony wydatkami dewizowymi. Dlatego sprawa zamówień na Kolibrę i Mewę trwa już kilka lat, co opóźnia ich seryjną produkcję. W przypadku Kolibra pokonano już obecnie większość trudności.

Produkcja prowadzona wg obecnych wzorów, licencyjna czy kooperacyjna, zawsze nasuwa trzy pytania:

— Czy nie osłabiła własnych inicjatyw i nie wstrzymała własnych prac konstrukcyjnych?

— Czy przyniosła ze sobą dostatecznie duży ładunek nowości konstrukcyjnych i technologicznych?

— Czy konstrukcje przejęte z zagranicy są nadal rozwijane i dały początek nowym rodzinom sprzętu lotniczego oraz pozwoliły nam na przyspieszenie postępu technicznego i zmniejszenie dystansu w stosunku do konkurentów zagranicznych?

Jeśli z tych punktów widzenia spojrzeć na Kolibrę, Mewę i silniki Franklin, to dla każdego z tych wyrobów otrzymamy inne odpowiedzi. Możliwe, że lepiej było opracować nową odmianę samolotów PZL-102 Kos, co byłoby tańsze i bez problemów z importem, a wznowienie produkcji byłoby prostsze niż uruchomienie produkcji Kolibra. Produkcja Kolibra przyniosła zgrzewanie duralu i nowe tworzywa sztuczne — co prawda opanowanie tych technologii posuwa się bardzo powoli. Koliber stanowi podstawę do rozwoju całej rodziny samolotów sportowych i zmniejsza dystans do zagranicy. Mewa nie stanowiła konkurencji dla projektów własnych i nie przyniosła zbyt wiele nowego dla wytwórni. Wobec ograniczonego zainteresowania tym samolotem, trudno spodziewać się, by dał on początek całej rodzinie samolotów, choć istnieje możliwość, że spowoduje on postęp techniczny w innych konstrukcjach. Natomiast w przypadku silników tłokowych — była to duża okazja nadrobienia zaległości. Trudno jednak ocenić trafność wyboru oraz przyszłe wykorzystanie możliwości rozwoju tych silników.

Przy zakupie licencji oczywiście ważne jest, czy istnieje dostatecznie duże zapotrzebowanie na dany wyrób, które by usprawiedliwiło uruchomienie jego produkcji oraz czy pod względem ekonomicznym wzięcie licencji i uruchomienie produkcji będzie opłacalne. Gdy wyrób znajduje licznych nabywców, czyli produkowany jest w dużych seriach — jest to przeważnie potwierdzeniem słuszności podjęcia jego produkcji.

Ważna jest również ocena możliwości techniczno-ekonomicznych wprowadzenia nowego wyrobu do produkcji ze względu na obawę nadmiernego rozproszenia posiadanych środków, co może spowodować zbyt powolne tempo uruchomienia produkcji i nadmierny wzrost kosztów.

Aby uzyskać pełną ocenę słuszności nabycia licencji na dany wyrób i uruchomienia jego produkcji, konieczna jest szczegółowa analiza wszystkich możliwych do przewidzenia i ocenienia skutków. Pominiecie któregośkolwiek z nich nie daje kompletnego obrazu sytuacji i nie pozwala na wyciągnięcie prawidłowych wniosków.

tych PZL-107 Kawka. Prototyp tego samolotu ma wykonać pierwszy lot w 1986 r., a do produkcji ma być wprowadzony w 1990 r. (Skrzydła 1/82)

● W biurze konstrukcyjnym PZL WSK-Warszawa Okęcie rozpoczęło opracowywanie projektu samolotu wielozadaniowego PZL-104 Wilga 88 o masie użytecznej 600 kg. Będzie to górnopłat o całkowicie nowej konstrukcji. Samolotem tym zainteresowana jest Kanada. Prototyp samolotu ma być gotowy w 1985 r. (Skrzydła 1/82)

● W biurze konstrukcyjnym PZL WSK-Warszawa Okęcie, kierowanym przez mgr. inż. A. Frydrychewicza, powstaje projekt samolotu szkolno-treningowego PZL-130 Orlik z silnikiem tłokowym, a o właściwościach samolotu odrzutowego. Ma to ułatwić szkolenie pilotów samolotów odrzutowych. Prototyp samolotu ma być gotowy na przełomie lat 1983 i 1984. (Skrzydła 1/82)

● W nr 1 i 2 Przeglądu Technicznego (z 13 i 20 czerwca) z br. P. Czarnowski w artykule „Start w dziewiątą dekadę” przedstawił sytuację kryzysową w światowej komunikacji lotniczej oraz przewidywane drogi wyjścia z tej sytuacji. Rok 1981 był najgorszy w historii światowego transportu lotniczego. Zasadniczą drogą wyjścia z kryzysu będzie wprowadzenie na linie 150-250-miejscowych aerobusów (samolotów szerokokadłubowych) napędzanych dwoma paliwooszczędnymi silnikami turboventylatorowymi (o stosunku natężenia przepływu ok. 5) oraz z nadkrytycznym płatem i skomputeryzowaną kabiną załogi (pozwalającą na zmniejszenie liczby załogi do dwóch osób).

● Muzeum Techniki w Warszawie otrzymało w darze od red. Jerzego Rozwadowskiego, zamieszkałego w Kanadzie, zbiór 45 modeli samolotów polskiego lotnictwa wojskowego z lat 1918-1939. Modele zostały wykonane przez ofiarodawcę w podziałce 1:48. Zbiór przedstawia 21 typów samolotów myśliwskich, 10 rozpoznawczo-bombowych (tzw. liniowych), 10 szkolnych, 2 łącznikowo-obszernościowe i 2 wodnosamoloty.

● W czechosłowackim dwutygodniku *Letectví + Kosmonautika* nr 12/82 na trzech stronach okładki zostały zamieszczone zdjęcia używanego przez Slovaik samolotu rolniczego PZL M-18 Dromader o znakach OK-LZP (nr fabr. 17007-08).



## AUSTRALIA

● Rząd australijski zdecydował, że nie przyjmie wcześniej pierwszego egz. z zamówionych 75 samolotów F-18 Hornet zanim 200 samolotów tego typu nie wejdzie do użytku w USA.

● Lotnictwo wojskowe zamówiło 69 samolotów treningowych A10 (poprzednie wstępne oznaczenie AFST 5044) napędzanych silnikami turbośmigłowymi.

● W związku z zakupem lotniskowca Invincible Australia jest zainteresowana zakupem lub wynajęciem samolotów pionowego startu Harrier.



## BRAZYLIA

● Turbośmigłowy samolot treningowy EMB-312 Tucano (oznaczenie wojskowe

T-27) wiosną br. ukończył próby w locie. Lotnictwo brazylijskie zamówiło 115 EMB-312, których dostawy mają rozpocząć się pod koniec br.



## CHINY

● Wg francuskiego tygodnika lotniczego *Aviation Magazine*, chińskie lotnictwo wojskowe na lata 1981-1986 zamówiło 6200 samolotów (o wartości produkcji rzędu 32 mld dol.), w tym 4917 samolotów myśliwskich, 630 samolotów bombowych, 307 samolotów transportowych, 337 śmigłowców i 12 samolotów patrolowych. (Av. Mag. 828)



## EGIPT

● Rząd egipski zakupił 100 samolotów chińskiej produkcji F-7 (kopia MiG-21) w uzupełnieniu do 150 samolotów MiG-21 znajdujących się w użyciu (z 400 dostarczonych). (Air Int. 1/82, 4/82)

● 20 samolotów MiG-23, które posiadało egipskie lotnictwo wojskowe, zostało odstąpione USA i Chinom. (Air Int. 4/82)

● Wytwórnie General Electric i Rolls-Royce biorą udział w przetargu na remont ponad 100 silników Lutka AL-7F i AL-21F do samolotów Su-7BM i Su-20. (Air Int. 5/82)

● Odrzutowe samoloty szkolno-treningowe L-29 Delfin mają być zastąpione samolotami turbośmigłowymi. Pod uwagę brane są trzy typy: Beech T-34C, Pilatus PC-7 i EMB-312. (Air Int. 4/82)



## FRANCJA

● Wytwórnia Dassault-Breguet zbudowała 1390 samolotów Mirage III, 5 i 50, a jest w trakcie produkcji 475 samolotów Jaguar, 672 Mirage F-1, 494 Alpha Jet, 85 Super Etendard oraz 198 Mirage 2000. (GIFAS 1331)

● W wytwórni Dassault-Breguet projektowany jest samolot bojowy ACX przeznaczony na lata dziewięćdziesiąte. Prototyp samolotu ma być gotowy za 4 lata, tj. w 1986 r. (GIFAS 1331)

● W czerwcu 1982 r. 200 egzemplarzy aerobusu A-300B opuścił halę montażową. (GIFAS 1331)

● Wytwórnia SNECMA już wyprodukowała 500 silników turboventylatorowych CF6-50 do samolotów A-300 i Boeing 747. (GIFAS 1331)

● Spośród 180 zamówionych samolotów służbowych Falcon 50, wytwórnia Dassault-Breguet dostarczyła już 100. (Av. Mag. 828)

● Wytwórnia Reims Aviation zamierza zbudować na samolocie Cessna F152 silnik MB-480 o mocy 65 kW jako wstępne studium do paliwooszczędnego samolotu sportowego dla aeroklubów. (Av. Mag. 828)

● Seryjne egzemplarze motoszybowca Fournier RF-10 otrzymały usterzenie w układzie T. (Av. Mag. 828)

● Do końca 1981 r. wytwórnia SOCATA zbudowała 220 samolotów sportowych Tuhaco, Tampico i Trinidad.

● Francuskie lotnictwo armii lądowej ALAT ma najsilniejsze siły śmigłowcowe

w Europie zachodniej, gdyż jest wyposażone w 600 śmigłowców, a liczba ta wzrosnie w najbliższym czasie o 80 śmigłowców SA 342 Gazelle. Siły lotnictwa wojsk lądowych RFN wynoszą 550 śmigłowców.



## HISZPANIA

● W Chile planowane jest uruchomienie ostatecznego montażu samolotów szkolno-treningowych CASA C-101BB Aviojet i jego jednomiejscowej wersji szturmowej C-101CC z licencji hiszpańskiej.



## INDIE

● W br. Indie otrzymają 80 samolotów MiG-23BN oraz 15 dwumiejscowych MiG-23UM. Z licencji Indie zbudują 150 samolotów MiG-27 zamiast MiG-23BN. (Air Int. 5/82)

● W ub.r. wytwórnia HAL w Nasik zbudowała 40 samolotów MiG-21M i MiG-21bis, przechodząc równocześnie z produkcji MiG-21M na produkcję MiG-21bis. Produkcja miesięczna wynosi 2,5 do 3 samolotów MiG-21bis. Produkcja 150 samolotów MiG-21bis ma być zrealizowana do końca 1984 r. W wyniku produkcji licencyjnej i importu liczba samolotów MiG-21 w lotnictwie Indii ma osiągnąć 700 szt. (Air Int. 5/82)



## IZRAEL

● Samoloty szkolno-treningowe Magister zostały przekazane do modyfikacji przez wymianę wyposażenia oraz silników (na odmianę o większym ciągu). Po przeróbce nazwa samolotu zostanie zmieniona na Amit.



## KANADA

● Kanadyjskie lotnictwo wojskowe zamówiło 25 samolotów patrolowych De Havilland Canada DHC-8 Dash 8 oraz dwa Canadair Challenger (z zamierzeniem zakupu dalszych 6 szt.) jako służbowych dla eskadry rządowej do przewozu VIP (ważnych osób).



## PERU

● W Peru ma być podjęta licencyjna produkcja 66 włoskich samolotów szkolno-treningowych Aermacchi MB-339. Będzie ona obejmowała montaż samolotów z elementów produkcji włoskiej.



## RFN

● Wytwórnia Dornier przeprowadza próby w locie ulepszanego czteropłatowego śmigła Dornier-Hoffmann do dwusilnikowych samolotów turbośmigłowych. Próby przeprowadzane są na samolocie Do TNT.



Rok	Łącznie	Samoloty lekkie				Śmigłowce		Balony, sterowce i szybowce
		tłokowe jednosilnikowe	tłokowe dwusilnikowe	turbośmigłowe	odrztowe	tłokowe	turbinowe	
1982	220,4	173,9	26,6	4,8	3,3	3,0	3,5	5,3
1983	226,4	178,0	27,6	5,2	3,4	3,1	3,6	5,5
1984	233,2	182,7	28,6	5,6	3,6	3,2	3,7	5,8
1985	241,6	188,9	29,6	6,0	3,8	3,3	3,9	6,1
1986	250,3	195,2	30,7	6,4	4,0	3,5	4,0	6,5
1987	260,5	203,0	31,8	6,8	4,2	3,7	4,2	6,8
1988	271,6	211,2	33,1	7,2	4,4	3,9	4,5	7,3
1989	284,6	221,1	34,6	7,6	4,7	4,1	4,7	7,8
1990	300,3	233,0	36,4	8,0	5,1	4,4	5,0	8,4
1991	317,3	245,8	38,4	8,5	5,5	4,7	5,4	9,0
1992	334,7	259,0	40,4	9,0	5,9	5,0	5,7	9,7
1993	352,7	272,7	42,4	9,5	6,3	5,3	6,1	10,4

**LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ**

**Czesław M. Zbierański (1885÷1982)**

W dniu 31 maja 1982 r. zmarł w Nowym Jorku w wieku 96 lat pionier polskiego lotnictwa inż. Czesław M. Zbierański.

Czesław Zbierański urodził się 6 grudnia 1885 r. w Warszawie, jako trzecie dziecko urzędnika Stanisława i Emilii ze Strubińskich. W 15 roku życia został „wylany” z gimnazjum z „wilczym biletem” za walkę o język polski. W latach 1904÷1905 należał do Organizacji Bojowej PPS; aresztowany przy próbie odbicia Okrzei, został osadzony w X Pawilonie Cytadeli Warszawskiej i deportowany na Sybir do Wiatki na zesłanie. Po powrocie z zesłania ukończył Politechnikę Lwowską z tytułem inżyniera mechanika. Ożenił się z Heleną Janicką (zmarła w 1938 r.), z którą miał dwie córki i syna.

W 1908 r. zbudował dwuosobowy samochodzik z silnikiem produkcji angielskiej Rex, który szybko sprzedał, aby mieć pieniądze na budowę samolotu. W tym czasie wzrasta zainteresowanie społeczeństwa polskiego lotnictwem. C. Zbierański zostaje członkiem powstałego Koła Awiatorów przy Stowarzyszeniu Techników. Tu właśnie powstała myśl zbudowania „aparatu” polskiego. Projekt wykonał inż. Czesław Zbierański. Pod koniec 1909 r. wraz z inż. Stanisławem Cywińskim rozpoczął budowę samolotu — początkowo w szopie przy ul. Solec 104 w Warszawie, a następnie na Polu Mokotowskim w hangarze wydzierżawionym od Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Awiata” założonego przez księcia Stanisława Lubomirskiego. Budowa została ukończona wczesną jesienią 1910 r. Pierwsza nieoficjalna próba odbyła się pod koniec 1910 r. i

zakończyła się małym pożarem spowodowanym zwarcieniem kabli. Oficjalnego oblotu maszyny, z udziałem publiczności, dokonał latem 1911 r. Michał Scipio del Campo. Pilot wykonał cztery okrążenia Pola Mokotowskiego (tj. przelotu ok. 20 km) z prędkością 70 km/h na wysokości 50÷60 m. Samolot był dwupłatem zbudowanym z rur stalowych, a jego napęd stanowił silnik ENV 29,3 kW (40 KM).

Wspominając swój lot Michał Scipio del Campo stwierdził: „Samolot ten kierowany przeze mnie wzniósł się przy pierwszej próbie z łatwością i wykazał rewelacyjne jak na ówczesne czasy zalety nośności, zwrotności i łatwości lądowania”.

Był to pierwszy samolot (nie licząc częściowo tylko udanych lotów na samolocie konstrukcji Stefana Kozłowskiego) skonstruowany przez Polaków, zbudowany rękami polskich robotników i pilotowany przez Polaka, który wykazał pełną sprawność w powietrzu. W 1912 r. samolot został podarowany przez C. Zbierańskiego Związkowi Awiatycznemu Studentów Politechniki Lwowskiej (po spłacie S. Cywińskiemu jego udziału). Był wystawiony w Krakowie w Oleandrach i tam na początku wojny w 1914 r. spłonął w budynkach powystawowych.

Podczas I wojny światowej C. Zbierański służył w Legionach, POW i w lotnictwie Armii Polskiej gen. Hallera we Francji. Opuścił wojsko w stopniu majora. W 1918 r. zorganizował na Grochowie bibliotekę im. Asnyka. Po wojnie założył w Warszawie w Międzeshynie pierwszą w Polsce fabrykę samochodów As. Wyprodukował ok. 100 samochodów As z materiałów krajowych, z wyjątkiem pierwszych silników sprowadzanych z Francji. Z tej fabryki wyszedł również pierwszy ślizgacz wodny konstrukcji C. Zbierańskiego, z silnikiem Austro-Daimler 73,5 kW (100 KM). W wyniku kryzysu w 1929 r. fabryka uległa likwidacji.

W latach 1933÷1939 C. Zbierański był starostą na Polesiu (w Łumińcu i Prużanie).

W czasie II wojny światowej pracował jako inspektor przy produkcji samolotów Anson V w Federal Aircraft w Montrealu. Przez ostatnie lata życia mieszkał w Nowym Jorku. Brał czynny udział w życiu Polonii Amerykańskiej. Wiele lat piastował funkcję prezesa i prezesa honorowego Stowarzyszenia Lotników Polskich, Skrzydło, Nowy Jork oraz prezesa Stowarzyszenia Inżynierów Polskich w stanie Nowy Jork.

W końcu 1962 r. C. Zbierański przekazał do kraju wieloletni zbiór księgozbiór wydawnictw lotniczych, który uzupełniał do ostatnich lat życia. Komitet biblioteczny pod przewodnictwem płk. pil. Stanisława Skalskiego zlecił przechowywanie, opracowanie i udostępnienie tego cennego księgozbioru Instytutowi Lotnictwa. Powstała Biblioteka Lotnicza im. Czesława M. Zbierańskiego liczy obecnie 5200 książek i 620 roczników czasopism.

Czesław Zbierański jest autorem wydanej własnym sumptem w 1958 r. w Nowym Jorku książki pt. „O narodzinach lotnictwa polskiego”.

Otrzymał wiele odznaczeń, m.in. dwukrotnie Krzyż Virtuti Militari, Krzyż Niepodległości z mieczami, siedmiokrotnie Krzyż Walecznych, Krzyż Legionowy, Krzyż Kawalerski i Komandorski Polonia Restituta.

Zmarł nagle 31 maja br., został pochowany 3 czerwca br. w Nowym Jorku na cmentarzu polonijnym w kwaterze polskich lotników (S. 17, R. 8, G. 50).

Czesław Zbierański trwale zapisał się w pionierskim okresie polskiej techniki lotniczej. Nigdy nie przestał entuzjastycznie się interesować lotnictwem. Ostatnie 20 lat swego życia poświęcił „ukochanemu dziecięciu” (jak to określał) — Bibliotece Lotniczej, którą ufundował dla kraju i którą przez cały czas uzupełniał. Nie zrealizował swego marzenia: powrotu do Warszawy, do Polski, którą widział silną siłą polskiego lotnictwa.

*Stanisław Rudka*

# Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych.

## Cz. II. Opis konstrukcji

Mgr inż. JERZY KĘDZIERSKI  
Mgr inż. PRZEMYSŁAW PLECIŃSKI  
Dr inż. ROMAN ŚWITKIEWICZ  
Politechnika Warszawska

### Układ szybowca

Wysoki górnopłat zastrzałowy w układzie klasycznym. Płat dwudzielny podparty pojedynczymi zastrzałami, lotki poza obrysem skrzydeł. Kadłub bezkabinowy „sylwetkowy”, pozycja pilota półleżąca. Podwozie złożone z płozy głównej i ogonowej. Usterzenia klasyczne wolnonośne. Statecznik poziomy i ster wysokości niedzielone. Sterowanie pedałami i drążkiem usytuowanym „od góry” — ruchy sterów konwencjonalne.

### Dane techniczne

#### Dane geometryczne

Rozpiętość	10,87 m
Długość	5,45 m
Wysokość	1,50 m
Płat	
Powierzchnia nośna (wraz z lotkami)	12,65 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	9,34
Srednia cięciwa geometryczna	1,164 m
Cięciwa w części pozalotkowej	1,106 m
Kąt wzniosu skrzydeł	1°
Profil	NACA 4415
Lotka	
Rozpiętość	1,56 m
Cięciwa	0,22 m
Powierzchnia	0,343 m <sup>2</sup>
Kąty wychyleń	+25°, -16°
Usterzenie poziome	
Rozpiętość	2,80 m
Powierzchnia	1,68 m <sup>2</sup>
Cięciwa usterzenia	0,60 m
Cięciwa steru	0,24 m
Profil	płaska płytka (grub. 26 mm)
Kąt zaklinowania usterzenia względem cięciwy płata	-4,3°
Kąty wychyleń steru	+25°, -18°
Usterzenie pionowe	
Powierzchnia usterzenia (bez kadłuba)	0,75 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,435 m <sup>2</sup>
Profil	płaska płytka (grub. 26 mm)

#### Kąty wychyleń steru

#### Dane masowe

Masa własna szybowca wyposażonego (wraz z prędkościomierzem, dajnikiem ciśnienia i pasami pilota)	51,9 kg
Dopuszczalna masa całkowita w locie (dla współczynnika obciążenia dopuszczalnych +5,3, -2,65)	125 kg
Obciążenie powierzchni (dla masy Q = 125 kg)	9,9 kg/m <sup>2</sup>
Masy zespołów	
Skrzydła	22,0 kg
Kadłub wyposażony z usterzeniem pionowym	24,4 kg
Usterzenie poziome	3,8 kg
Zastrzały ze sworzniami	1,7 kg

Uwaga: dane dla szybowca nie polakierowanego.

Dane osiąggowe (obliczeniowe, dla masy Q = 125 kg — rys. 2)

Min. prędkość opadania (przy prędkości ekonomicznej 46 km/h)	0,85 m/s
Maks. doskonałość (przy prędkości optymalnej 52 km/h)	16
Prędkość minimalna	40 km/h
Prędkość dopuszczalna	126 km/h

Obciążenia dopuszczalne w locie (dla masy Q = 125 kg)

Współczynniki obciążeń dopuszczalnych (dla V<sub>A</sub> = 90 km/h) n<sub>max</sub> = +5,3, -2,65

Dopuszczalna prędkość podmuchu (dla V<sub>B</sub> = V<sub>A</sub> = 90 km/h) w<sub>max</sub> = ±15 m/s

### Materiały

Podstawowe materiały zastosowane do budowy szybowca ULS:

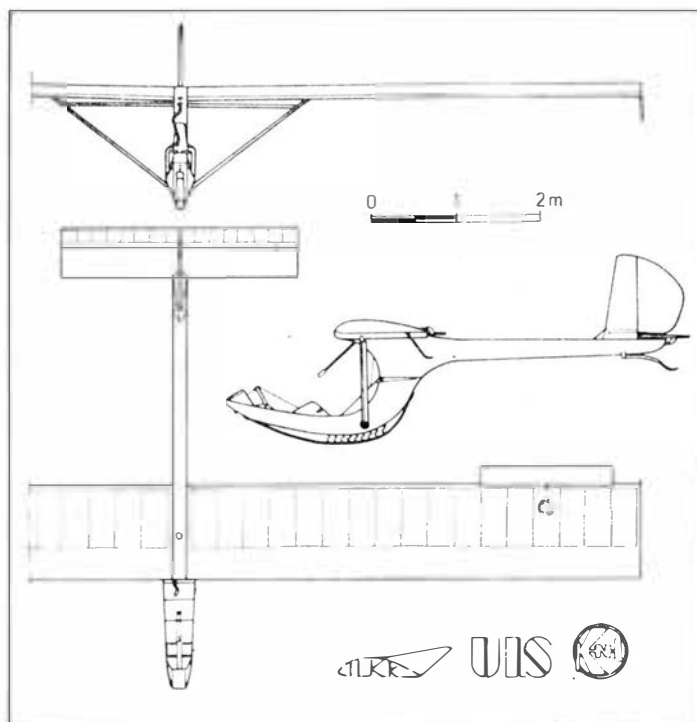
— kompozyty: zbrojenia — tkaniny szklane INTERGLAS symetryczne o gramaturze 80, 110, 160 i 280 g/m<sup>2</sup> oraz modułowa o gramaturze 215 g/m<sup>2</sup>, rowing ER 2003); spoiwa — Epidian-52 i Epidian-53 z utwardzaczem Z-1 — utwardzane w temp. pokojowej; wypełniacze piankowe CON-TICELL o masie właściwej 40 kg/m<sup>3</sup> (grubość 6, 8, 10 i 16 mm); napełniacze: MICROBALLON, aerosil, cięte włókno szklane,

— metale: dural PA7N-ta, stal stopowa 30 HGSA (blachy, pręty, rury, części normalne), linki stalowe  $\Phi$  2 mm,

— drewno: sklejka lotnicza brzoźowa klasy II grubości 2÷10 mm, fornir jesionowy grub. 2 mm,

— inne tworzywa: tarnamid, poliamid (rurki  $\Phi$  5×1), syntetyczna tkanina pokryciowa (zastosowano białą tkaninę spadochronową UPARSIE o gramaturze 45 g/m<sup>2</sup>), cellon lotniczy, nitroklej AK-20.

Udział masowy poszczególnych grup materiałów w masie własnej szybowca nie polakierowanego: kompozyt szklano-epoksydowy — 64%, wypełniacz piankowy — 14%, sklejka lotnicza — 6%, stal — 5%, dural — 5%, tkanina pokryciowa (cellonowana) — 3%, inne materiały — 3%.

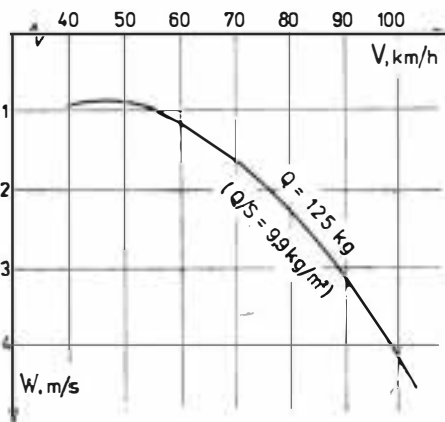


Rys. 1. Rysunek konstrukcyjny szybowca ULS w trzech rzutach (autor Jerzy Tierszko)

## Struktura

### Skrzydła

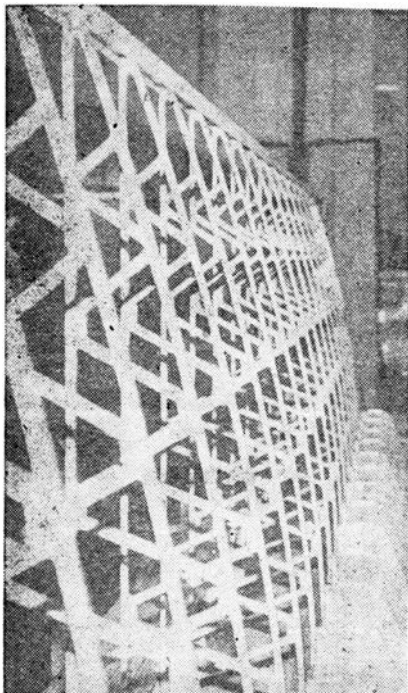
Konstrukcja jednoźwigarowa z jednoobwodowym kesonem przednim. Ścianka dźwigara i keson o strukturze przekładkowej z wypełniaczem piankowym (grub. 6 mm), tkaniny zbrojenia ułożone diagonalnie; pasy dźwigara wykonane z kompozytu zbrojonego włóknem ciągłym (rowingiem). Odwzorowanie geometrii kesonu z bazowaniem na obrysie zewnętrznym — wykonanie wg metody DFP (dwustopniowe formowanie powłoki — opis metody w *TLiA* nr 2/1981 r.). Część spływowa skrzydła kryta płótnem (masa po pocellonowaniu — 75 g/m<sup>2</sup>). Żebra części spływowej kompozytowe w rozwiązaniu kratownicowym (rys. 3), wykonane techniką odcinania z bloku formowanego z półfabrykatów o strukturze przekładkowej — montaż bloku z bazowaniem na obrysie zewnętrznym żebra. Listwa spływu kompozytowa o przekroju zamkniętym.



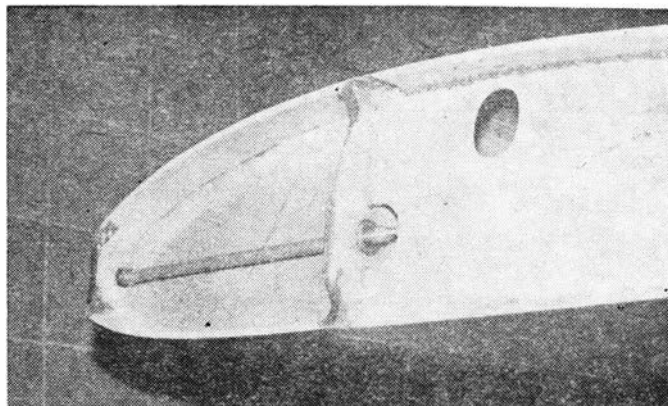
Rys. 2. Obliczeniowa blegunowa prędkość szybowca ULS (dla  $Q/S = 10 \text{ kg/m}^2$ ):  $d_{\text{max}} = 16$ ,  $V_{\text{opt}} = 52 \text{ km/h}$ ,  $w_{\text{min}} = 0,85 \text{ m/s}$ ,  $V_{\text{ek}} = 46 \text{ km/h}$

Węzły okuć skrzydłowych (główne i zastrzałowe) wykonane jako oddzielne moduły (wraz z fragmentami ścianki dźwigara) i wklejone do konstrukcji podczas montażu. Wprowadzenie sił skupionych z metalowych części okuć w strukturę kompozytową za pośrednictwem elementów sklejkowych, przy zapewnieniu dekoncentracji naprężeń.

Skrzydła mocowane do kadłuba w układzie statycznie wyznaczalnym (okucia noska i dźwigara współosiowo) zapinane jednym sworzniem dla każdego skrzydła (rys. 4). Odwzorowanie geometrii układu skrzydło-kadłub rozwiązane połączeniem kompensacyjnym z zastosowaniem tworzywa bezskurczowego (okucia noska i dźwigara w skrzydle wykonane „na gotowo” po „zniwelowaniu” skrzydeł z kadłubem).



Rys. 3. Część spływowa skrzydła z kompozytowymi żebarami o konstrukcji kratownicowej

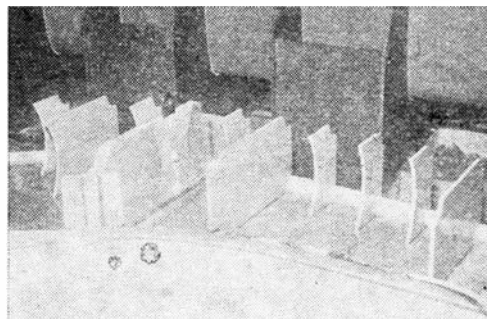


Rys. 4. Okucia noska i dźwigara w skrzydle. Tulejki okuć osadzone kompensacyjnie w klockach sklejkowych

Lotki w kształcie płaskich płytek o strukturze przekładkowej z wypełniaczem piankowym (grub. 6 mm). Na końcach skrzydeł odejmowane podpórki, wykonane z rurki duralowej  $\Phi 16 \times 1$ . Zastrzały z rur duralowych  $\Phi 35 \times 1,5$  z owiewkami profilowymi z kompozytu.

### Kadłub

Zbudowany z dwóch płaskich bocznych ścianek „zamkniętych” w jednoobwodową rurę o stałej szerokości 150 mm. Ścianki kadłuba o strukturze przekładkowej z wypełniaczem piankowym (grub. 6 mm), wykonane techniką podciśnieniową, tkaniny zbrojenia ułożone diagonalnie; naroża kadłuba zbrojone włóknem ciągłym (rowingiem). W płaszczyźnie zastrzałów oraz w nosku kadłuba trzy główne wręgi okuciowe, przejmujące obciążenia od skrzydeł i zastrzałów (rys. 5 i 6). Między wręgami a ściankami kadłuba połączenia pachwinowe ze zbrojeniem diagonalnym; wprowadzenie sił skupionych w strukturę wręg analogiczne jak



Rys. 5. Wręga okucia zastrzału w kadłubie po wklejeniu do prawej ścianki bocznej (widoczne również wręgi usztywniające w obszarze płoży głównej)

w okuciach skrzydła. Montaż płaskich boków w bryłę kadłuba z bazowaniem na szkieletie wręg usztywniających (rys. 7).

Fotel pilota rozpoczynający się od przodu kadłuba — rys. 8) wykonany jako element integralny o strukturze przekładkowej z wypełniaczem piankowym (grub. 10 mm), przyklejony do kadłuba i obudowany nie pracującymi ściankami; fotel zawiera miejsce na spadochron plecowy typu SP-6.

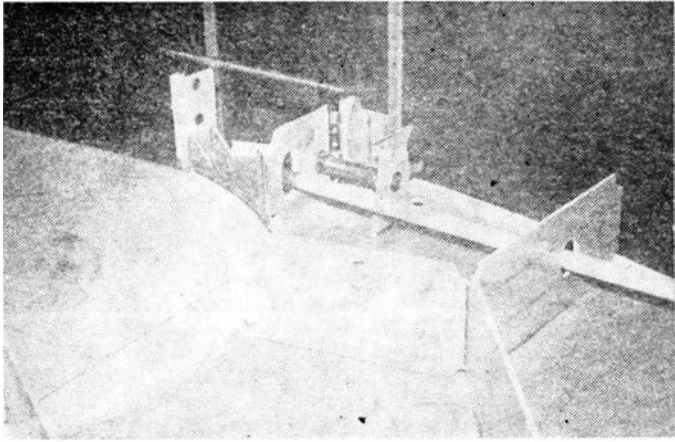
Płóza główna kompozytowa o strukturze przekładkowej, dosztywniona i zabezpieczona od spodu cienką listwą jesionową, amortyzowana dziewięcioma elementami sprężystymi z kompozytu (rys. 9). Płóza ogonowa o strukturze przekładkowej z kompozytu w układzie belki wysięgnikowej (rys. 10).

Zaczep holowniczy SZD-III A56 zamocowany w przedniej części kadłuba; uchwyt wycze pu typowy, mocowany na lewej burcie.

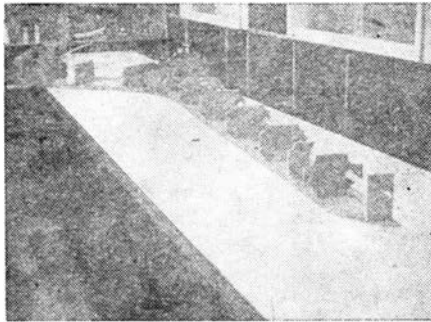
### Usterzenia

Stateczniki poziomy i pionowy mają konstrukcję powłokową. Powłoki o strukturze laminarnej (wielowarstwowej, o ortogonalnym ułożeniu tkanin zbrojenia), podparte wypełniaczem komórkowym z kompozytu szklano-epoksydowego o masie właściwej 12,5 kg/m<sup>3</sup> (technika wykonania wypełniacza wg metody SPU — patrz *TLiA* nr 11/1979 r.). Ścianki zamykające o przekroju ceowym podparte wypełniaczem piankowym. Montaż struktury stateczników na płaskiej płycie z bazowaniem na szkieletie wypełniacza.

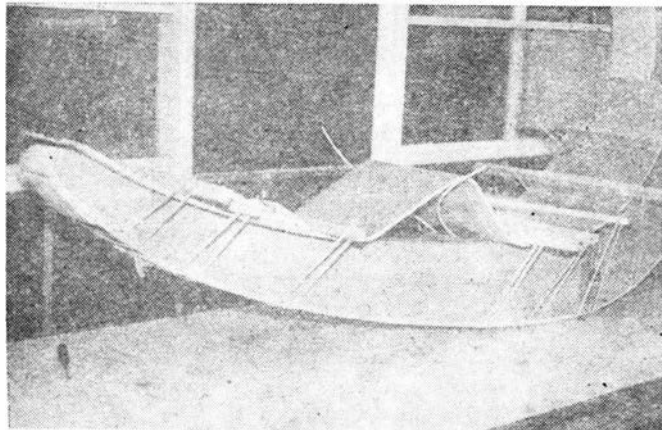
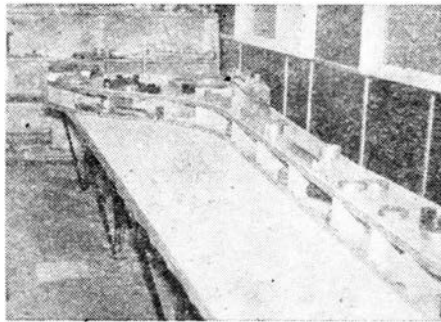




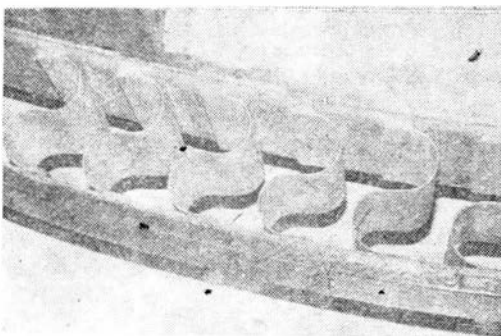
Rys. 6. Wręgi okuć noska i dźwigara w kadłuble (widoczny także popychacz steru wysokości oraz ułożyskowanie rury skrętnej sterownicy)



Rys. 7. Kolejne fazy montażu kadłuba — zestawienie i montaż ścianek bocznych z bazowaniem na płaszczyźnie stołu oraz na szkieletcie wręg usztywniających



Rys. 8. Przekładkowy półfabrykat fotela pilota w trakcie przyklejania do kadłuba



Rys. 9. Elementy sprężyste płozy głównej

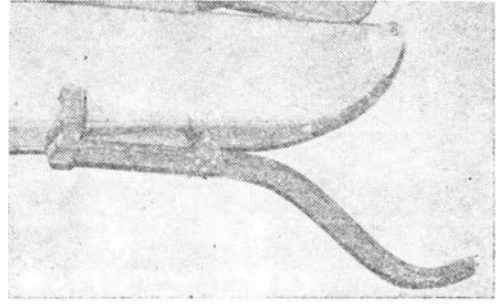
Okucia: statecznik poziomy-kadłub w rozwiązaniu statycznie wyznaczalnym (rys. 11); odwzorowanie geometrii układu statecznik-kadłub rozwiązane połączeniem kompensacyjnym (podobnie jak w przypadku zespołu skrzydło-kadłub). Statecznik pionowy połączony z kadłubem w układzie statycznie niewyznaczalnym za pomocą dwóch ukośnych ścianek (rys. 12) o strukturze przekładkowej.

Ster wysokości kryty płótnem, żeberka kompozytowe; keson steru w postaci prostokątnej rury o strukturze prze-

kładkowej z wypełniaczem piankowym. Ster kierunku w całości o strukturze przekładkowej z wypełniaczem piankowym (grub. 6 mm).

#### Sterowanie

Drażek z rury duralowej ( $\Phi 22 \times 1,5$ ), przekazujący na-

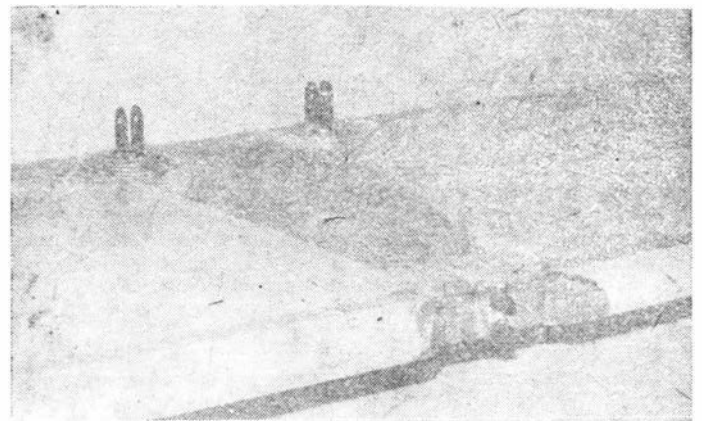


Rys. 10. Płozą ogonową — rozwiązanie mocowania do kadłuba

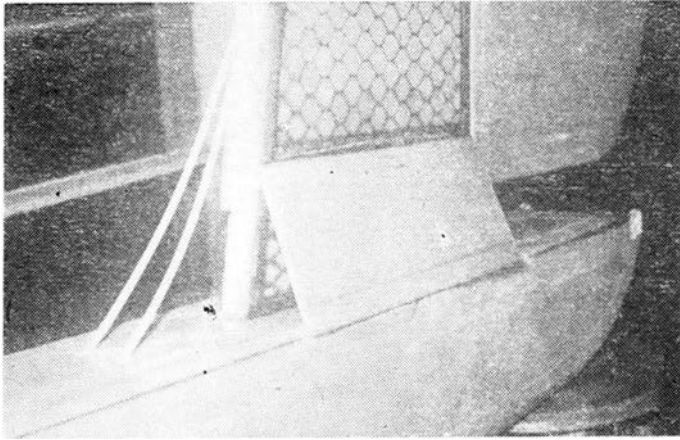
pęd bezpośrednio na ster wysokości za pośrednictwem popychacza. Rura skrętna sterownicy stalowa, mocowana w łożyskach ślizgowych (rys. 6), przekazująca napęd za pośrednictwem pojedynczej dźwigni bezpośrednio na popychacze lotek w skrzydłach, a następnie przez dźwignie pośrednie na krótkie popychacze napędzające lotki. Wszystkie popychacze wykonane jako integralne rurki kompozytowe ( $\Phi 22 \times 0,3$ , masa 40 g/mb), prowadzone w przelotkach z tarnamidu. Dźwignie napędowe sterów i lotek oraz dźwignie pośrednie lotek sklejkowo-kompozytowe (rys. 13). Napęd steru kierunku stalowymi linkami prowadzonymi w rurkach poliamidowych. Pedale kompozytowo-sklejkowe nieregulowane.

#### Wytwarzanie

Zgodnie z przyjętymi założeniami, szybowiec ULS — jako konstrukcja eksperymentalna — wykonany został tylko w jednym egzemplarzu. Stąd wynikały podstawowe warunki dotyczące rozwiązań oprzyrządowania i techniki wytwarzania, a w konsekwencji również samej konstrukcji. Wytwarzanie struktury oraz montaż podzespołów i zespołów (tzn. odwzorowanie geometrii płatowca) zostały oparte przede wszystkim na technikach i rozwiązaniach uproszczonych. Wymagały one w większości przypadków zwiększonego nakładu pracy i staranności wykonania. Uza-



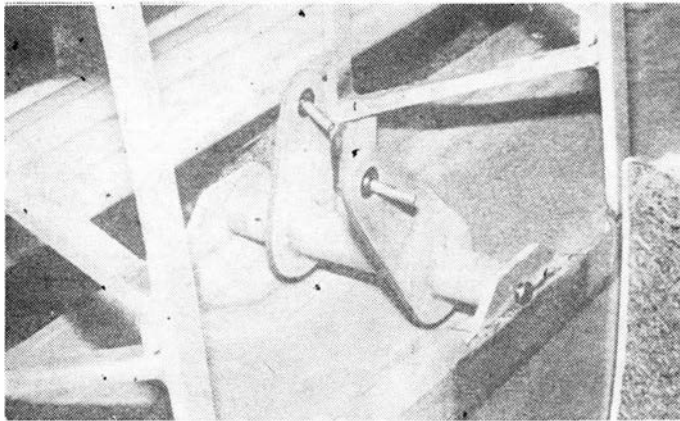
Rys. 11. Okucia statecznika poziomego (widok z przodu)



Rys. 12. Statecznik pionowy w trakcie montażu do kadłuba

sadnione to było jednak znaczną prostotą i uniwersalnością oprzyrządowania oraz jego niskim kosztem.

I tak np. w budowie skrzydeł nie zastosowano klasycznej technologii, opartej na bardzo pracochłonnym i kosztownym oprzyrządowaniu w postaci makiet i foremników. Opracowano natomiast specjalną metodę wytwarzania powłok rozwijalnych z kompozytów (wspomniana już metoda DFP), bazującą na oprzyrządowaniu uproszczonym (płaski stół oraz tzw. „foremnik szkieletowy”, spełniający w

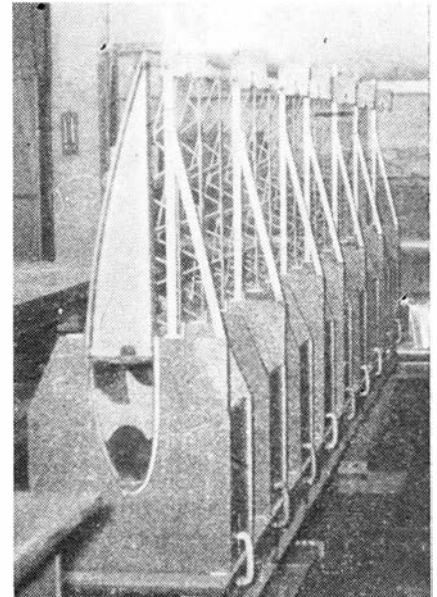


Rys. 13. Dźwignia pośrednia lotki, przekazująca różnicowo napęd z popychacza w skrzydle na lotkę

przypadku skrzydła równocześnie funkcję przyrządu montażowego — rys. 14). Metoda DFP została następnie zastosowana do wykonania kesonów skrzydeł oraz integralnego fotela pilota, a także foremników części spływowej skrzydła (foremniki te służyły do wykonania i montażu półfabrykatów bloku, z którego następnie odcinane były kolejne żebra, tzw. „cięte z metra”). Podobnie przy wytwarzaniu

dźwigara skrzydła, struktura pasów i ścianek dźwigara zaprojektowana została w ten sposób, aby do wykonania dźwigara nie było konieczne stosowanie dodatkowego oprzyrządowania.

Jeszcze większą prostotą cechowało się oprzyrządowanie, za pomocą którego wykonano usterzenia i kadłub. W obu przypadkach był to jedynie odpowiednich rozmiarów płaski stół, stanowiący podstawowe oprzyrządowanie zarówno przy wytwarzaniu elementów struktury, jak i podczas montażu kadłuba i usterzeń. Oczywiście taka koncepcja wytwarzania i montażu rzutowała w istotny sposób również na koncepcję konstrukcyjną: w przypadku kadłuba wynikiem tego jest układ „sylwetkowy” zasadniczej struktury nośnej (bazujący na płaskich ściankach bocznych), zaś w przypadku usterzeń przyjęcie profilu typu „płaska płytka”. I choć rozwiązania te ze względów aerodynamicznych nie są najkorzystniejsze, niemniej dla prototypu uzasadnione ekonomicznie.



Rys. 14. Skrzydło szybowca przed wycięciem z przyrządu montażowego (widoczny zespół płaskich wzorników obręsu tworzących tzw. „foremnik szkieletowy”, będący zarazem zasadniczą częścią przyrządu montażowego)

Wszystkie zdjęcia  
Jan Filipiak

Dodatkowo na specyfice „produkcyjnej” szybowca ULS zaważyło zastosowanie nietypowego systemu organizacji prac wykonawczych (praktyki wakacyjne dla kolejnych, nowych grup studenckich), utrudniającego kumulowanie się umiejętności wykonawczych, co w sytuacji, gdy wielu studentów uczestniczących w pracach przy szybowcu ULS nie stykało się wcześniej z technikami wytwarzania struktur kompozytowych, powodowało pewne wydłużenie cyklu budowy prototypu. Jednak korzyści dydaktyczne w pełni uzasadniały ten tryb postępowania, gdyż umożliwił on znacznej liczbie studentów zetknięcie się już na pierwszych latach studiów z problemami wytwarzania struktur lotniczych (na przykładzie konstrukcji szybowca ULS).

## KSIĄŻKI LOTNICZE

**The Encyclopedia of World Air Power.** Praca zbiorowa, red. Bill Gunston, Crown Publishers Inc. New York, 1980, s. 384, format A4.

Encyklopedia składa się z trzech części: światowe siły powietrzne (50 s.), wojskowe samoloty na świecie (304 s.), światowe systemy pocisków raketowych (19 s.) oraz skorowidza. Książka zawiera 350 wykresów, 265 barwnych rysunków, 330 fotografii i 125 znaków rozpoznawczych lotnictwa wojskowego.

Przyjęto następujący podział I części książki (pokazany na reprodukowanych mapkach): Europa zachodnia (Austria, Belgia, Dania, Finlandia, Francja, RFN, Wlk. Brytania, Grecja, Irlandia, Włochy, Malta, Holandia, Norwegia, Portugalia, Hiszpania, Szwecja, Szwajcaria i Turcja), Europa wschodnia (Albania, Bułgaria, Czechosłowacja, NRD, Węgry, Polska, Rumunia,

ZSRR i Jugostawia), środkowy wschód i północna Afryka (18 państw od Maroka do Iranu i od Syrii do Jemenu), Afryka (34 państwa), Azja i Australia (26 państw), Ameryka Południowa (21 państw, wśród nich Kuba i Meksyk), Ameryka Północna (USA i Kanada). Razem opisano siły lotnicze 128 państw.

Hasło „Poland” zajmuje 1/6 część strony, z czego połowa przypada na tekst pt. „Polskie wojska lotnicze”, a połowa na fotografię samolotu Su-7BM. Część opisowa informuje o typach i liczbach samolotów i śmigłowców wojskowych armii lądowej oraz marynarki (wymienia Iskrę i samoloty treningowe, wreszcie Wilgę oraz samoloty komunikacyjne). Można dodać, że tyle samo miejsca w tym dziele autorzy poświęcili NRD, Czechosłowacji i Jugosławii, zaś dwukrotnie mniej Węgrom i Rumunii, podczas gdy omówienie lotnictwa

Związku Radzieckiego zajęło całą stronę tekstu.

W drugiej części książki przedstawiono konstrukcję i uzbrojenie samolotów wojskowych oraz użytkowników tych samolotów. Typy są wymienione w porządku alfabetycznym. Przyjęty przez wydawnictwo system jest następujący: Aeritalia G 91 R (opis, kolorowe zdjęcia samolotów sił powietrznych portugalskich, RFN i włoskich), Aeritalia G 91 T (opis, fot. samolotu Luftwaffe), Aeritalia G 91 Y (dane i fot.), Aeritalia G 222 (dane i fot.), Aermacchi, Aero 3, Aero L.29 Delfin (samolot na wyposażeniu armii egipskiej), Aerospatiale, Antonow (osiem typów od An-2 do An-72) itd.

W części drugiej zamieszczono również informacje o produkcji PZL, pod tytułami: PZL-104 Wilga/Gelatik (jako samolot wielozadaniowy; użytkownicy: Polska, ZSRR, Wenezuela i Indonezja) i PZL-Mielec TS-11 Iskra/Iskra 2 (jako samolot treningowy, odrzutowy; użytkownicy: Polska, Indie).

Zainteresowanych specjalistów informujemy, że z omawianą encyklopedią można zapoznać się w czytelni biblioteki Uniwersytetu Warszawskiego. W.Z.

# Eksploracja śmigłowca na terenie pochyłym (III)

Mgr inż. JERZY BEREŻAŃSKI  
 Mgr inż. JAROSŁAW STANISŁAWSKI  
 Dr inż. KAZIMIERZ SZUMAŃSKI  
 Instytut Lotnictwa

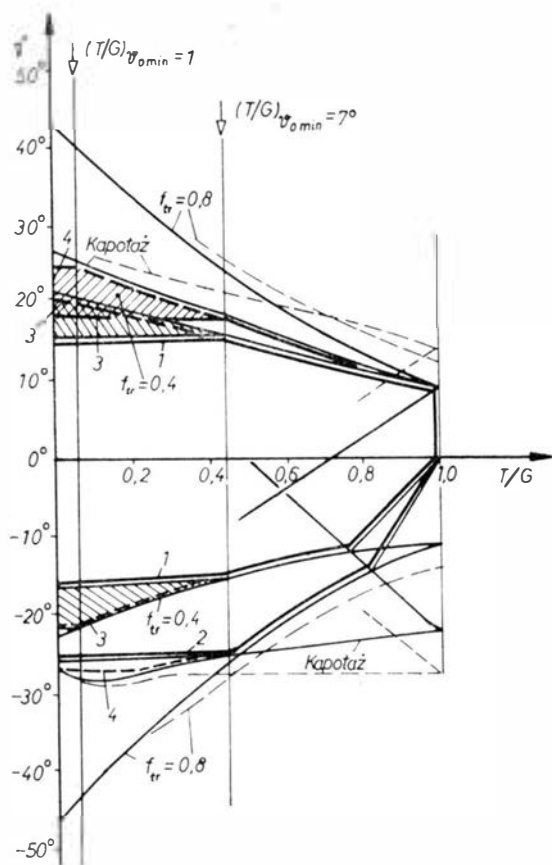
## Możliwości zwiększenia obszaru eksploatacji śmigłowca na terenie pochylonym

Analizując wyniki obliczeń dopuszczalnych obszarów eksploatacji (rys. 4 i 5 — patrz. cz. I art. w TLiA nr 6/82) obserwuje się ich niewielkie zakresy. Wydaje się więc celowa próba ich powiększenia pod warunkiem niewprowadzania zasadniczych zmian konstrukcyjnych śmigłowca, a jedynie przez niewielkie modyfikacje układu.

Istnieją następujące sposoby zwiększenia dopuszczalnych zakresów pochyłeń stoku:

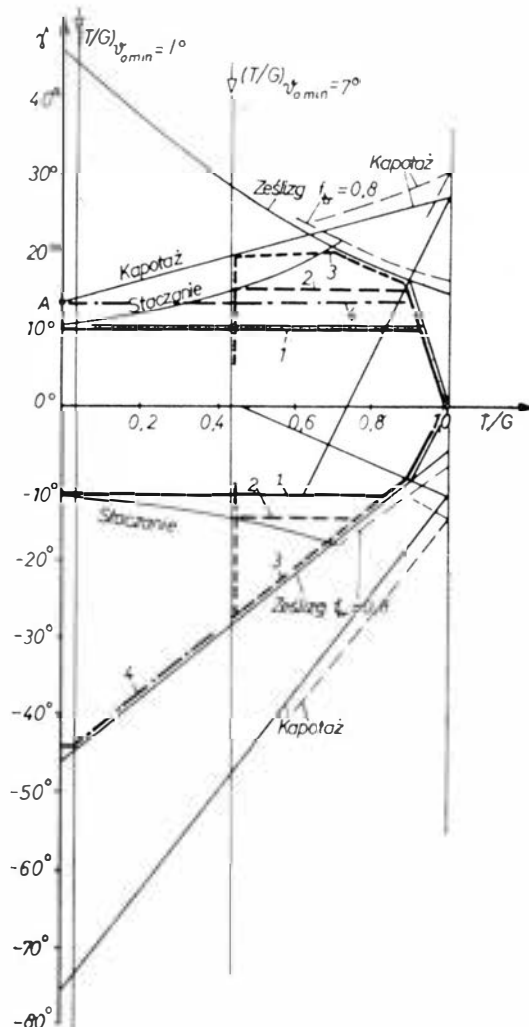
- zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego,
- zwiększenie zakresów maksymalnych wychyleń skoku cyklicznego tarczy sterującej,
- zwiększenie szorstkości podłoża,
- zwiększenie momentu hamującego kół włącznie z ich blokadą,
- zwiększenie kąta kapotażowego (zwłaszcza przy kapotażu „na ogon” przez zmianę wyważenia),
- wprowadzenie sprężystości utwierdzenia łopát w przegubie poziomym,
- kotwiczenie śmigłowca na postoju w fazie rozruchu i przed zatrzymaniem wirnika.

W celu zilustrowania wpływu wymienionych modyfikacji dokonano przeliczeń dla śmigłowca Mi-2 o masie  $Q = 3500$  kg dla minimalnego skoku ogólnego  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  i zmniejszonego do  $1^\circ$ , zwiększonych pochyłeń i przychyłeń tarczy sterującej z  $\vartheta_x, \vartheta_{\max} = 5^\circ$  do  $7^\circ$ . Wpływ sprężystości oceniono przez zmianę ekwiwalentnego rozstawu przegubów poziomych  $l_0 = 0,102$  m do  $l_0 = 1$  m, co odpowiada odległo-



Rys. 18. Obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem przegubowym na lądzie. Pozycja boczna śmigłowca względem stoku. Obwódnie obszarów eksploatacji dla: 1 —  $f_{tr} = 0,4$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 2 —  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 3 —  $f_{tr} = 0,4$  i  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$ , 4 —  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$ . Wpływ przeregulowania  $\vartheta_{x \max}$  z  $5^\circ$  na  $7^\circ$  ilustrują cienkie linie przerywane kapotażu i ześlizgu dla  $f_{tr} = 0,8$ ; linia ciągła dla  $\vartheta_{x \max} = \pm 5^\circ$ , linia przerywana dla  $\vartheta_{x \max} = \pm 7^\circ$ .

ści względnej  $\tau = 0,15$  (jak dla Bő-105). Moment hamujący zwiększono z 700 do 1000 Nm. Obliczenia wykonano dla prędkości wiatru  $V = 0$ .



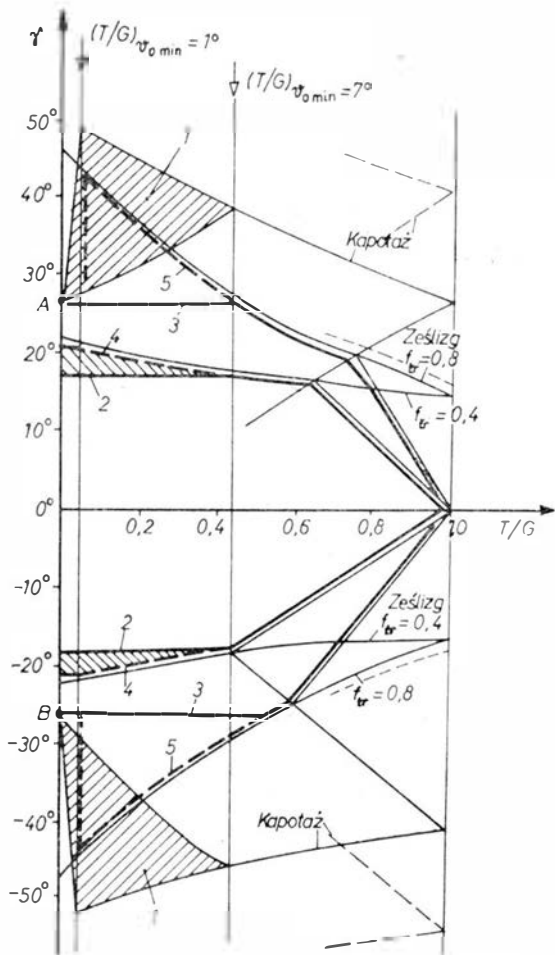
Rys. 19. Obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem przegubowym na terenie stałym. Pozycja śmigłowca wzdłuż stoku. Obwódnie obszarów eksploatacji dla: 1 — zatrzymanie wirnika  $f_{tr} = 0,4$  (limituje wielkość staczenia się przy  $T=0$ ), 2 — lądowanie bez zatrzymywania wirnika, 3 — jak dla 2 i blokada kół, 4 — jak dla 1 i blokada kół — limituje statyczny kąt kapotażu „na ogon”.

Na rys. 18÷23 naniesiono granice obszarów eksploatacji dla pozycji śmigłowca wzdłużnej i bocznej względem linii spadku stoku, przy uwzględnieniu proponowanych wyżej zmian w układzie. Rozważono też możliwość użytkowania śmigłowca na pokładzie statku.

## Wpływ zmian w układzie na obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem przegubowym w warunkach lądowych

Z analizy rys. 18 i 19 wynika, że najskuteczniejszym sposobem zwiększenia obszarów eksploatacji dla pozycji bocznej śmigłowca (rys. 18) jest zwiększenie szorstkości podłoża, co umożliwi wykorzystanie pełnego zakresu do granic kapotażu oraz zmniejszenie minimalnego skoku ogólnego, pozwalającego na rozruch na terenie bardziej pochylonym (o ok.  $5^\circ$ ). Zwiększenie granicznych wychyleń tarczy sterującej nie powiększa istotnie najważniejszego zakresu eksploatacji dla  $T/G < 0,5$ , a jest niewygodne i niezbyt bezpieczne, gdyż oprócz przeregulowania zakresów  $\vartheta_{x, \vartheta_{\max}}$  wymaga zwiększenia zakresów ograniczania kąta wahań  $\beta_{ogr \max}$ . Dla pozycji wzdłużnej śmigłowca względem stoku,

znaczące korzyści może przynieść zwiększenie momentu hamującego kół (a nawet blokada kół) i zwiększenie kąta kapotażu „na ogon”. Zmniejszenie skoku ogólnego natomiast



Rys. 20. Obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem bezprzegubowym na terenie stałym. Boczna pozycja śmigłowca względem stoku: 1 — przyrost zakresów pochyłeń dopuszczalnych dla warunku kapotażu przy zmniejszeniu skoku ogólnego z  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  do  $1^\circ$ , 2 — obwiednia dla  $f_{tr} = 0,4$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  (wirnik zatrzymany), 3 — obwiednia dla  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  (wirnik zatrzymany) — wykorzystano maksymalne zakresy dla statycznego kąta kapotażu — pkt A i B), 4 — powiększenie granic 2 przy zmniejszeniu  $\vartheta_{0 \min}$  do  $1^\circ$ , 5 — zakres lądowania i startu bez zatrzymywania wirnika dla  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$  i  $f_{tr} = 0,8$ ; linia ciągła dla  $\vartheta_{x \max} = \pm 15^\circ$ , linia przerywana dla  $\vartheta_{x \max} = \pm 7^\circ$

nie jest zbyt korzystne, zmniejsza nawet zakresy eksploatacji (dla lądowań i startów bez zatrzymywania wirnika), gdyż wektor ciągu nie podtrzymuje aktywnie (przeciwwkapotażowo) śmigłowca w położeniu równowagi.

#### Wpływ zmian w układzie na obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem bezprzegubowym w warunkach lądowych

Z rys. 20 i 21 wynika, że obracający się wirnik bezprzegubowy zwiększa przede wszystkim kąty przeciwwkapotażowe przez możliwość wywołania dużych momentów sterujących, obciążających głowicę wirnika. Po zatrzymaniu wirnika kąty przechyleń limitują statyczne kąty kapotażu i staczenia. Wielkości składowych sił przeciwstawiających się ześlizgiwaniu i staczeniu niewiele różnią się od wielkości wytwarzanych wirnikiem przegubowym. Blokada kół i zwiększenie przyczepności do podłoża ( $f_{tr} = 0,8$ ) dla lądowania bez zatrzymywania wirnika — pozwala dla  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  osiągać dopuszczalne zakresy  $\sim \pm 30^\circ$ , przy zmniejszeniu skoku do  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$  do  $\sim \pm 40^\circ$ .

Eksploatacja na tak znacznych pochyleniach dla warunku zatrzymania wirnika wymaga dodatkowego kotwiczenia śmigłowca przed zatrzymaniem wirnika. Zwiększanie zakresów maksymalnych wychyleń tarczy sterującej  $\vartheta_{x, y \max}$  z  $5^\circ$  do  $7^\circ$  niewiele zmienia wypadkowe zakresy eksploatacji zwłaszcza w najważniejszej fazie dla  $0 \leq T/G < \sim 0,5$ . Wprowadzenie sprężystego mocowania łopat pozwala zatem na pełne wykorzystanie pochyłeń do granic ześlizgiwania się śmigłowca przy maksymalnie szorstkim podłożu.

#### Eksploatacja śmigłowca na pokładach statków

Analizy eksploatacji na podłożu wahliwym różnią się od analiz eksploatacji na podłożu stałym, gdyż muszą uwzględ-

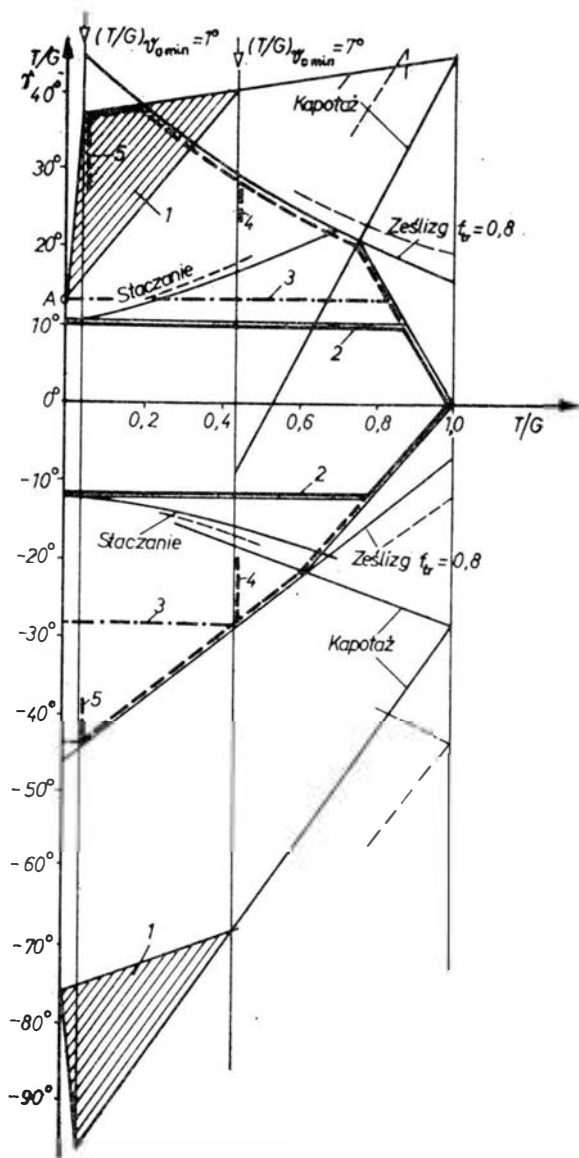
niać dynamikę ruchu unoszenia śmigłowca i nieco odmienną technikę pilotażu. Przytoczona analiza pomija względnie wolne zmiany obciążeń masowych układu, wynikających z ruchu podłoża, uwzględnia jedynie wpływ zmian konstrukcyjnych i odmienną technikę pilotażu, polegającą na utrzymywaniu sterownic w neutrum. Taka technika pilotażu uzasadniona jest trudnością zastosowania właściwej reakcji pilota (podtrzymującej śmigłowca) w warunkach niekiedy gorszej widoczności czy utrudnionej oceny kąta przechyłu pokładu (brak odpowiednich punktów orientacyjnych) a niewłaściwa interwencja pilota może pogorszyć stabilność układu.

Na rys. 22 i 23 przedstawiono wpływ zmian minimalnego skoku ogólnego na zmianę dopuszczalnych zakresów kątów przechyleń i pochyłeń pokładu. Zmiana skoku  $\vartheta_{0 \min}$  z  $7^\circ$  na  $1^\circ$  pozwala zwiększyć zakresy kątów przechyleń o ok.  $10^\circ$ , czyli do  $\sim \pm 25^\circ$ . Pochylenia, nawet przy blokadzie kół, limitowane są kątem kapotażu „na ogon” (pkt A na rys. 16 — patrz cz. II art. w TLiA 7/82) równym  $12^\circ$ . Przy trzymaniu sterownic w neutrum sprężystość utwierdzenia łopat i zwiększenie zakresów maksymalnych wychyleń tarczy sterującej nie ma wpływu na zmianę obszarów eksploatacji.

#### Wnioski

Przeprowadzone badania eksploatacji śmigłowca na terenie pochyłym wskazują na to, że:

— graniczne warunki eksploatacji przy umiejętnej reakcji pilota mogą być stosunkowo bezpieczne, zwłaszcza, że jak stwierdzono w próbach tempo kapotażu jest wolne;



Rys. 21. Obszar eksploatacji śmigłowca z wirnikiem bezprzegubowym na terenie stałym. Pozycja śmigłowca wzdłuż stoku: 1 — przyrost zakresów granic kapotażu przy zmniejszeniu skoku ogólnego z  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$  do  $1^\circ$ , 2 — dopuszczalne granice pochyłeń stoku dla warunku zatrzymania wirnika, 3 — granice eksploatacji z zatrzymywaniem wirnika przy blokadzie kół,  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 4 — granice eksploatacji bez zatrzymywania wirnika przy blokadzie kół,  $f_{tr} = 0,8$  i  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 5 — granice eksploatacji bez zatrzymywania wirnika przy blokadzie kół,  $f_{tr} = 0,8$ ,  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$

słuszne jest jednak wprowadzenie programu badań zapewniającego bezpieczeństwo wykonywania prób, gdyż przy nieznanym przebiegu zjawisk i spóźnionej reakcji pilota pogłębiający się proces destabilizacji układu, może doprowadzić do sytuacji niebezpiecznej;

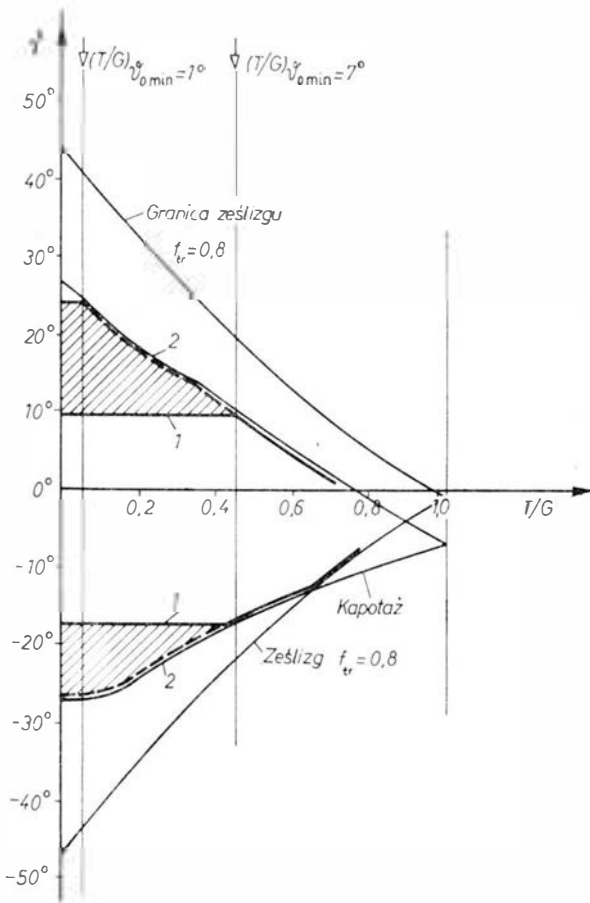
— równolegle prowadzenie analizy symulacyjnej i prób pozwoliło zmniejszyć koszt i ryzyko badań oraz odpowiednio zweryfikować model tak, aby ostateczna ocena obszarów eksploatacji mogła być dokonana obliczeniowo;

— najskuteczniejszym i najprostszym sposobem zwiększenia zakresu eksploatacji śmigłowca na terenie pochylonym jest zmniejszenie skoku ogólnego i zwiększenie przyczepności kół do podłoża (np. przez zastosowanie siatki przeciwślizgowej).

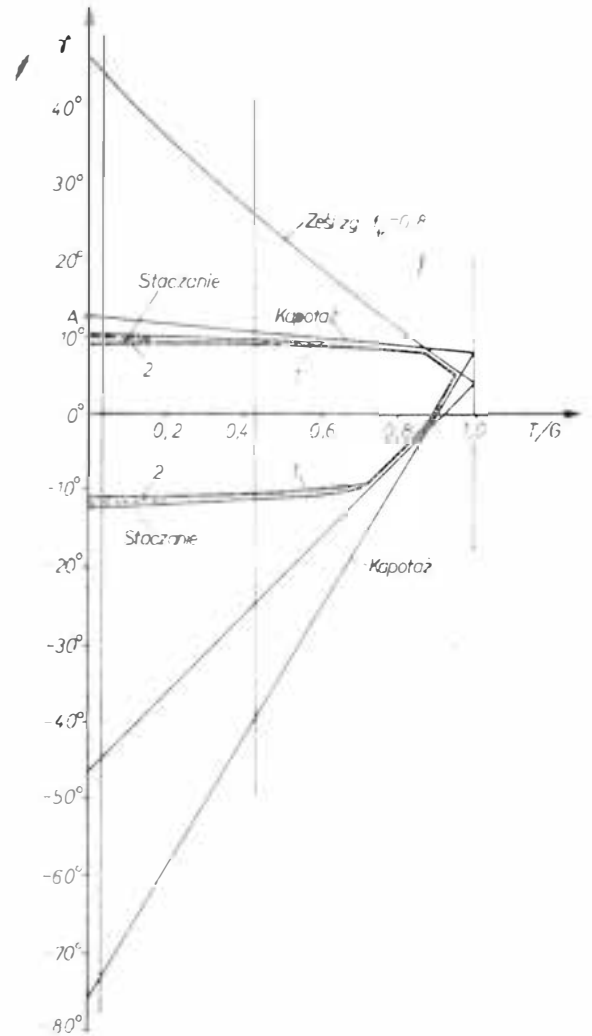
Należy również zwrócić uwagę na możliwość lądowania bez wyłączenia wirnika, kiedy pracujący wirnik pozwala na większe pochylenie terenu. W przypadku kotwiczenia śmigłowca dla takich samych pochyłeń dopuszcza się zatrzymanie wirnika.

Do niebezpiecznych sytuacji należy także zaliczyć stany, w których dochodzi do zbyt dużego odciążenia podwozia (przy skoku zmniejszonym do minimum, małej masie śmigłowca i dużej prędkości wiatru, zwłaszcza pod stok). Odciążenie ok. 50% masy śmigłowca zawęża znacznie obszar dopuszczalnych pochyłeń terenu, a także stwarza groźbę rezonan-

su przyziemnego przy pracy amortyzacji podwozia w innym niż w normalnej eksploatacji zakresie charakterystyki ugięcia.



Rys. 22. Eksploatacja śmigłowca na pokładzie statku. Granice bocznej kapotaży i ześlizgu:  $\vartheta_x = \vartheta_y = 0^\circ$  — sterownice w neutrum: 1 — eksploatacja z zatrzymaniem wirnika dla  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 2 — eksploatacja z zatrzymaniem wirnika dla  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$



Rys. 23. Eksploatacja śmigłowca na pokładzie statku. Granice wzdłużnej kapotaży ześlizgu i staczenia: 1 — granice przy zatrzymywaniu wirnika dla  $\vartheta_{0 \min} = 7^\circ$ , 2 — granice przy zatrzymywaniu wirnika dla  $\vartheta_{0 \min} = 1^\circ$

#### LITERATURA

1. A. S. BRAWERMAN, D. M. PERLSZTEIN, S. W. ŁAPISOWA: Balansirówka odnowionego wiertłolota. Moskwa, 1975 r.
2. J. SUPRYN, R. KOSIOŁ: Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi. TLiA, nr 1, 1969 r.
3. I.C. CHEESEMAN, W. E. BENNET: The Effect of the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight. R & M, No 3021, 1957.
4. Metoda oceny granic bezpiecznej eksploatacji śmigłowca na terenie skośnym. Wyd. wewn. I Lot, nr RL-332, 1980 r.
5. Sprawozdanie z prób śmigłowca Mi-2 w terenie pochylonym. Wyd. wewn. I Lot, nr RL-347, 1980 r.
6. Instrukcja metodyczna badań rozruchu i zatrzymywania silników i wirnika oraz startów i lądowań w terenie pochylonym. Wyd. wewn. I Lot, nr RL-345, 1980 r.
7. D. K. BERRINGTON: The development of the WG-13 (LYNX): Third European Rotocraft and Powered Lift Aircraft Forum. Sept., 1977.
8. P. R. PAYNE: Helicopter Dynamics and Aerodynamics. New York, 1959 r.
9. D. BENDER: Ship landing trials with the B6-105 MBB. Deutsche Gesellschaft für Luft-Raumfahrt e. V. 1976.

cd. ze s. 19

#### SKOLENIE LOTNICZE

- |   |  |
|---|--|
| 57 — imitator dźwięków, i. ha-<br>łasu                                | 68 — s. s. z m. obok siebie  |
| 58 — rejestrator trasy lotu,<br>kursograf                             | 69 — kołpak (nad kabiną) do<br>nauki pilotażu bez wido-<br>czności |
| 59 — makieta lotniska   | 70 — samolot szkolno-trenin-<br>gowy                               |
| 60 — m. terenu  | 71 — s. treningowy, s. przej-<br>ściowy                            |
| 61 — kamera telewizyjna   | 72 — s. szkolno-akrobacyjny  |
| 62 — odbiornik projekcyjny  | 73 — s. przejściowy  |
| 63 — ekran projekcyjny  | 74 — turbośmigłowy s. szkol-<br>no-treningowy                      |
| 64 — samolot szkolny, s. dla<br>szkolenia podstawowego                | 75 — odrzutowy s. s.-t.  |
| 65 — dwuster, podwójne ste-<br>rowanie, p. sterownice,<br>zdwojone s. |  |
| 66 — kabina dwumiejscowa  |  |
| 67 — samolot szkolny z miej-<br>scami jedno za drugim                 |  |

EO/23/K/82

K.D.

#### ENTRAINEMENT AÉRIEN

- |   |  |
|---|--|
| 57 — d. (m) d'i. de bruit   | 67 — avion-école à deux<br>sièges (en) tandem                          |
| 58 — trajectographe (m)   | 68 — a.-é. à deux sièges côte<br>à côte                                |
| 59 — maquette (f) d'aéro-<br>drome  | 69 — capote (f) pour l'Instru-<br>ction du pilotage sans<br>visibilité |
| 60 — m. du terrain  | 70 — avion (m) d'entraîne-<br>ment                                     |
| 61 — caméra (f) de télévision,<br>c. (f) TV                               | 71 — a. de perfectionnement  |
| 62 — récepteur (m) de t. à<br>projection, projecteur<br>(m) de TV         | 72 — a. d'instruction de haute<br>école                                |
| 63 — écran (m) de projection  | 73 — a. de transition  |
| 64 — avion (m) d'école, a. (m)<br>d'instruction, a.-école (f)<br>de début | 74 — a. turbopropulsé<br>d'entraînement, a. d'e.<br>à turbopropulseur  |
| 65 — commande (f) double  | 75 — a. d'e. à turboréacteur   |
| 66 — cabine (f) à deux sièges   |  |

# Nowoczesne odmiany śmigła (I)

Doc. dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Prognozy rozwoju lotnictwa przewidują rozwój zarówno statków powietrznych z napędem odrzutowym, aż do strumieniowych włącznie, jak i z napędem śmigłem oraz wirnikiem nośnym. Zasada działania wszystkich tych napędów, w warunku pracy w atmosferze, jest taka sama lub podobna: powstanie ciągu przez powiększenie ilości ruchu powietrza opływającego obiekt latający.

Rozwój napędów odrzutowych przy zastosowaniu silników dwuprzepływowych (wentylatorowych) oraz „zbliżenie” śmigieł do wirników nośnych przy zmiennołatach powodują odejście od starego, klasycznego podziału: silnik odrzutowy, śmigło, wirnik nośny. Obecnie powstaje potrzeba przeprowadzenia innego podziału śmigieł, związane z ich nowymi rodzajami i zastosowaniami, w zasadzie „mieszany”. Już przed trzydziestu laty dzieliło się śmigła na śmigła o stałym i zmiennym skoku. Ze względu na odmienne warunki pracy trzeba jednak rozróżnić śmigła słabo i silnie obciążone, co ma wpływ na ich aerodynamikę.

Ze względu na zastosowanie i odmianę śmigieł, można je podzielić na:

- śmigła otunelowane (obudowane) (nazwa ang. propulsor lub ducted propeller),
- podobne do nich śmigła wentylatorowe (nazwa ang. fan), będące zmienionym pierwszym stopniem (o powiększonej średnicy) sprężarki osiowej silnika turbinowego dwuprzepływowego (nazwa ang. turbo-fan), przy czym coraz częściej mają one skok zmienny,
- śmigło nośne (ang. propulsion rotor), mniej obciążone, będące połączeniem śmigła z wirnikiem nośnym,
- ostatnio opracowane wielołopatowe śmigło bez obudowy (ang. Prop-Fan), silnie obciążone, którego właściwości zapewniają rozszerzenie zakresu pracy do przydźwiękowych prędkości lotu, dając oszczędność paliwa w stosunku do napędu silnikiem dwuprzepływowym,
- śmigło ogonowe śmigłowca zarówno swobodne (ang. Tail Rotor lub Anti Torque Rotor), jak i obudowane (ang. Fenestron lub Shrouded Tail Rotor).

Ta różnorodność odmian śmigieł-wirników spowodowała zmianę ich zastosowania i warunków pracy. Nastąpiło zbliżenie do wirników śmigłowcowych o mniejszym obciążeniu, zaś śmigła obudowane, wentylatorowe pracują przy znacznie powiększonym obciążeniu. Wprowadziło to nowe czynniki do teorii śmigła, m.in. zjawiska opływu i śladu wirowego wymagają uwzględnienia trójwymiarowego opływu łopat [3, 6]. Poza tym śmigło nośne (Prop-Rotor), pracujące również w skośnym opływie, wchodzi w zakres aerodynamiki opływów niestabilnych.

Rozważając historię rozwoju tych odmian śmigła należy zaznaczyć zmniejszenie zainteresowania śmigłem obudowanym ze względu na jego gorszą sprawność w zakresie dużych prędkości. Dotyczy to głównie śmigła obudowanego w dodatkową „beczułkę” przyczepioną do płata bądź kadłuba, powodującą znane kłopoty z powiększeniem oporu. Najnowsze zastosowanie śmigła obudowanego to śmigło wbudowane w kadłub i to przy zastosowaniu zmiennego skoku (np. samolot Fantrainer). Nie powtarzając podstawowych zagadnień śmigła obudowanego, opublikowanych w [1] trzeba podkreślić uciszenie, które we współczesnym lotnictwie jest chyba jego najważniejszą zaletą.

Drugim zagadnieniem związanym z teorią nowych odmian śmigła jest konieczność kompleksowego traktowania całej aerodynamiki samolotu, dla której duże znaczenie ma usytuowanie śmigła czy ogólnie napędu, ze względu na dodatkowy strumień opływający cały statek powietrzny. Jako przykład można podać coraz lepsze wyniki i chęć stosowania samolotów w konfiguracji śmigła obudowanego w kadłubie.

Trzecią sprawą związaną ze śmigłem obudowanym jest bezpieczeństwo na ziemi. Ma to szczególne znaczenie w śmigłowcach, gdzie śmigło ogonowe, mimo napisów ostrzegawczych, stanowi duże niebezpieczeństwo dla załogi i personelu naziemnego, jak i w motoszybowcach (przy niskim usytuowaniu śmigła).

W kryzysie paliwowym największe znaczenie ma śmigło Prop-Fan (pozwalające na pracę śmigła przy prędkościach przydźwiękowych, co jest związane ze znacznym

zaoszczędzeniem paliwa w porównaniu z silnikiem odrzutowym) oraz wentylator silnika dwuprzepływowego o zmiennym skoku. Lansowane w latach pięćdziesiątych śmigło naddźwiękowe właściwie nie spełniło pokładanych nadziei. Mimo ulepszenia profilu śmigłowych, drgania okazały się trudne do opanowania.

Przewaga śmigieł nad napędem odrzutowym przy lotach z mniejszymi prędkościami jest oczywista i po ponad 10 latach stagnacji w wielu ośrodkach prowadzone są prace zarówno nad aerodynamiką, jak i konstrukcją śmigieł różnych rodzajów [2, 3].

Poniższe uwagi obejmują jedynie najważniejsze cechy nowych odmian śmigła i niektóre nowe szczegóły konstrukcyjne.

## Praca śmigieł i wirników w zawisie [5]

Zestawiając odmiany śmigieł i ich główne charakterystyki należy przedstawić ich pracę przy zawisie, szczególnie gdy decyduje ona o ich stosowaniu. Trzeba pamiętać, że pionowy start i lądowanie coraz częściej są wymagane dla statków powietrznych różnych kategorii. Podstawową różnicę stanowi to, czy strumień opływający wirnik czy śmigło jest „swobodny” (np. śmigło konwencjonalne, czy wirnik śmigłowca), czy też jest on „prowadzony” (śmigło obudowane, czy wentylator silnika turbowentylatorowego) (rys. 1).

Rozważmy strumień o prędkości jednostajnej  $v_s$  (rys. 2a) i przekroju  $S_s$ , dający ciąg  $P_c$  przy mocy teoretycznej  $N_t$ . Gdy straty są pomijalne, moc jest przemieniona w kinetyczną energią osiową. Ciąg wyraża równanie:

$$N_t = \frac{1}{2} q_m \cdot v_s^2 \quad (1)$$

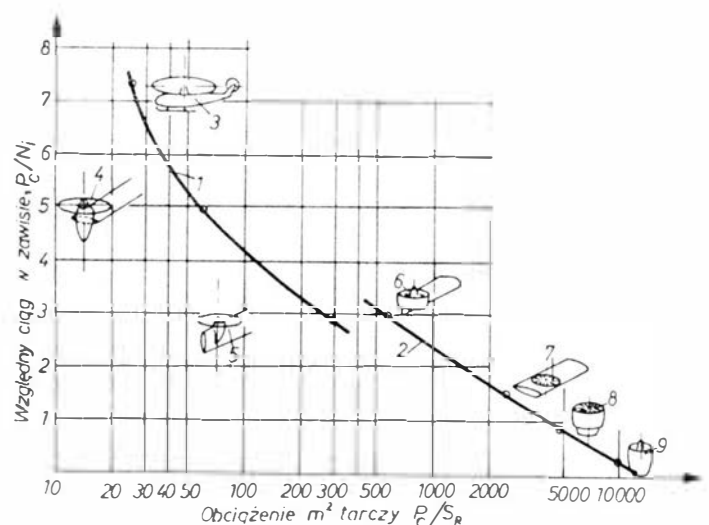
gdzie:  $q_m$  — wydatek masowy  $= \rho \cdot S_s \cdot v_s$ ;  $\rho$  — gęstość gazu;  $v_s$  — prędkość w strumieniu;

$$P_c = \rho \cdot S_s \cdot v_s^2 \quad (2)$$

Z równań (1) i (2) można określić jednostkowy ciąg teoretyczny:

$$P_c/N_t = 2/v_s$$

Zależność ta mówi, że w celu uzyskania dobrej sprawności w zawisie konieczne jest małe przyspieszenie dużej masy powietrza, np. dla wirnika śmigłowca  $v_s$  jest rzędu 25 m/s. Silnik odrzutowy ( $v_s = 600 \div 1000$  m/s) czy pocisk rakietowy ( $v_s = 2500$  m/s) wykazują znacznie gorsze ciągi jednostkowe.



Rys. 1. Ciąg względny w zawisie w zależności od obciążenia tarczy. Zestawienie różnych odmian śmigieł: 1 — strumień swobodny, 2 — strumień prowadzony, 3 — wirnik śmigłowcowy, 4 — wirnik pochylony, 5 — zmiennołata, 6 — śmigło obudowane, 7 — śmigło w płacie, 8 — silnik odrzutowy dwuprzepływowy, 9 — silnik odrzutowy

Ciśnienie dynamiczne w strudze określa zależność:

$$p = 1/2 \cdot \rho \cdot v_s^2 = 1/2 [P_c/S_s]$$

Przy uzyskaniu ciągu  $P_c$  powstają dodatkowe zagadnienia związane z działaniem strugi w bliskości ziemi (erozja, rozprzestrzenianie się odpadków, powtórne pochłanianie spalin i oddziaływanie z kadłubem), które są mniejsze przy słabym obciążeniu wirnika (jak dla śmigłowców i pokrewnych statków powietrznych).

Dla śmigła o strumieniu swobodnym za tarczą śmigła powstaje kontrakcja strugi. Zależność Frouda podaje, że  $v_s = 2v_R$  (rys. 2b).

Natomiast w przypadku śmigła otunelowanego powstaje (przy odpowiednim profilu obudowy) rozszerzenie strugi. Współczynnik rozszerzenia  $\sigma = S_s/S_R$ . Dla śmigła swobodnego wynosi on 1/2, zaś dla śmigła otunelowanego ponad 1. Stosunek teoretycznej mocy indukcyjnej  $N_i$  i mocy rzeczywistej  $N$  potrzebnej do uzyskania ciągu  $P_c$  nazywany jest współczynnikiem dobroci (fr. Figure de mérite, ang. Figure of merit.):

$$F_M = N_i/N$$

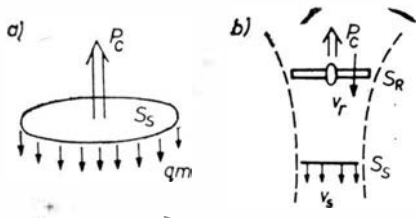
Dla wirnika swobodnego lub otunelowanego  $F_M = 0,70 \div 0,75$ . Teoretyczny ciąg jednostkowy

$$P_c/N_i = 2/v_s = \frac{2\sqrt{\rho}}{\sqrt{P_c/S_s}}$$

zaś rzeczywisty ciąg jednostkowy

$$P_c/N = F_M \cdot P_c/N_i = F_M \frac{2\sqrt{\rho}}{\sqrt{P_c/S_s}}$$

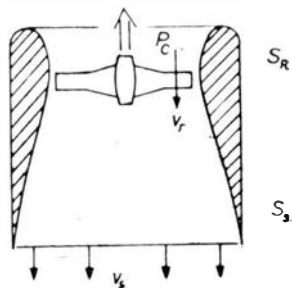
Ta ogólna podstawowa formuła wskazuje, że ciąg jednostkowy jest odwrotnie proporcjonalny do pierwiastka z obciążenia zataczanej tarczy. Z wykresu  $P_c/N_i$  w funkcji obciążenia  $P_c/S_R$  we współrzędnych logarytmicznych dla różnych statków powietrznych pionowego startu (rys. 1) można wywnioskować, że koszt lotu w zawisie rośnie znacznie ze wzrostem obciążenia. Można przyjąć, że ilość czynnika wpływającego jest proporcjonalna do mocy pochłanianej w zawisie, co podkreśla przewagę pionowlotu o małym obciążonym wirniku. Dotyczy to również emitowanego hałasu.



Rys. 2. Strumień śmigłowy: a) obciążenie zataczanego kręgu, b) kontrakcja strumienia

### Śmigło obudowane [1]

Do nowych rozwijanych rodzajów śmigieł należy śmigło obudowane (otunelowane). Przemawiają za nim względy oszczędności paliwa i ochrony środowiska, dzięki niewątpliwemu ucieszeniu w stosunku do innych rodzajów napędu. Zagadnienie sprawności napędowej jest tu bardziej złożone, bowiem prócz łopat z piastą trzeba mieć na uwadze również owiewkę i to nie tylko jej stronę wewnętrzną, ale i wpływ całego zespołu śmigła i obudowy. Sprawność jest różna w zależności od uwzględniania tych czynników. W



Rys. 3. Śmigło otunelowane

warunkach przelotowych sprawność może budzić wątpliwości.

W publikacjach dotyczących śmigła obudowanego [1, 6] podkreśla się:

- niższy hałas zewnętrzny o ponad 20 dBA w stosunku do śmigła konwencjonalnego,
- niższy hałas wewnętrzny zwiększający komfort pasażerom i zmniejszający zmęczenie pilota,
- większy ciąg startowy i przelotowy,



Rys. 4. Układ śmigła otunelowanego samolotu Fantrainer

— zmniejszona średnica, masa i koszt w porównaniu z równoważnym śmigłem o niskim hałasie.

Na przykładzie zastosowania śmigła o pierścieniowej owiewce w samolocie Britten-Norman Islander, można określić pewne ogólne zagadnienia stosowania tego napędu w samolotach lekkich. Wirnik ma siedem łopat ze stopu lekkiego o średnicy 1,23 m, przy czym piasta umożliwia zmianę skoku w zakresie blisko 90°. Regulacja kąta odbywa się za pomocą regulatora obrotów i napędu hydraulicznego. Doprowadzenie oleju klasyczne, przez wydrążony wał silnika.

Trudność konstrukcyjną stanowi tu umieszczenie na małej średnicy aż siedmiu uchwytów łopat. Duży nacisk położono na „wygładzenie” kanału wewnętrznego między silnikiem i owiewką. Kołpak jest przymocowany do piasty i trzony łopat są oprofilowane. Strumień zaśmigłowy jest silnie skrecony i prostują go umieszczone za śmigłem kierownice. Stanowią one jednocześnie elementy konstrukcyjne, mocujące owiewkę do korpusu silnika. Przekroje kanału między piastą i korpusem silnika są tak zaprojektowane, aby mogły zapewnić minimum strat i odpowiednie chłodzenie silnika (można też lepiej niż przy śmigle konwencjonalnym regulować ten strumień). Przyjmuje się, że odebrane ciepło zwiększa ciąg wpływającego gazu. Niektórzy specjaliści uważają, że kompensuje to całkowicie straty wskutek oporów przepływu.

Dodatkową zaletą jest także większy przyrost ciśnienia w kanale, który może być odpowiednio ukierunkowany, natomiast przy śmigle konwencjonalnym trzon łopaty daje znikomy przyrost ciśnienia i wpływ chłodzący silnika może być niewystarczający. Otunelowane śmigło Islandera jest połączone z silnikiem tłokowym Teledyne Continental IO-520. W porównaniu ze śmigłem standardowym dało wzrost ciągu przelotowego o 10%, zaś przy starcie ciąg wyższy o 20%.

Ważną sprawą jest ucieszenie. Wg M. Davisa z wytwórni Dowty-Rotol — 85% energii hałasu pochodzi ze śmigła, gdyż końcówka łopaty śmigła konwencjonalnego poruszała się z prędkością 285 m/s przy średnicy 2,03 m, natomiast dla ucieszenia nie powinna ona przekraczać 228 m/s. Wymagałoby to zmniejszenia średnicy do 1,62 m, lecz aby otrzymać ten sam ciąg, trzeba powiększyć liczbę łopat do pięciu. Zastosowanie wielołopatowego śmigła w „beczkowatej” obudowie dało ucieszenie do 65 dB, a nawet 62 dB.

Przewiduje się coraz szersze stosowanie napędu otunelowanego. Rhein Flugzeugbau Fantrainer stosuje śmigło otunelowane schowane w kadłubie, istnieją jeszcze inne przykłady podobnych konstrukcji (rys. 4).

### LITERATURA

1. Z. BRODZKI: Śmigło obudowane jako środek do uzyskania większego ciągu. *Technika Lotnicza* nr 7, 1961 r.
2. Z. BRODZKI: Nowe śmigło dla samolotów rolniczych. *TLiA* nr 3, 1978 r.
3. Z. BRODZKI: Współczesny rozwój aerodynamiki śmigła. *TLiA*, nr 7, 1978 r.
4. R. R. LYNN i in.: Tail Rotor Design. *American Helicopter Society*, Oct. 1970 r.
5. G. BEZIAC: Formules nouvelles d'appareils à décollages et atterisages verticaux. *L'Aéronautique et l'Astronautique*, No 1, 1977 r.
6. D. E. ORDWAY i in.: Three-Dimensional Aerodynamics of Ducted Propellers. *Therm Advanced Research*, 1962 r.
7. K. G. WERNICKE: Full-Scale Proprotor Development. *American Helicopter Society Reprint*, No 501, May 1971.
8. W. C. WETMORE: Prop-Fan Powerplant Studies Evolve. *Aviation Week and Space Technology*, Jan. 1977 s. 45-50.
9. Prop-Fan — Hamilton Standard (UT) October 1977 Katalog.

## Pochet Pipistrelle • Francja •

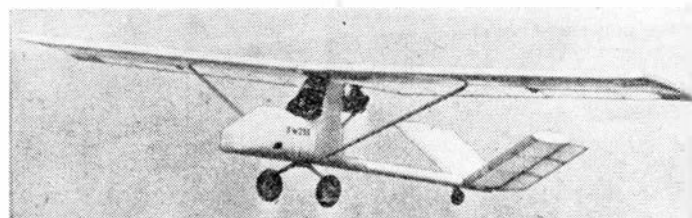
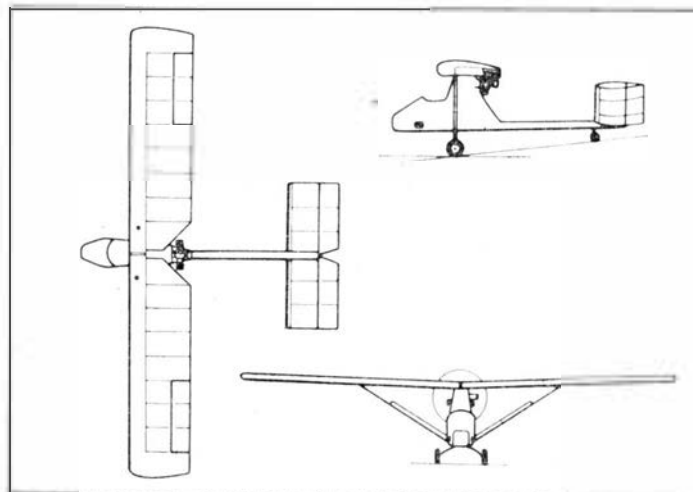
### Ultralekki samolot turystyczny

Pierwsze ultralekkie samoloty powstały we Francji: Demoiselle Santos-Dumonta i Pou de Ciel. Ostatnio, również we Francji, Alain Pochet zbudował ultralekki samolot Pipistrelle.

Samolot odznacza się bardzo prostą, lecz równocześnie nowoczesną konstrukcją. Prostokątny płat z profilem Wortmanna ma pojedynczy dźwigar z laminatu i laminatowe żebra; przednia część płata, do dźwigara, jest pokryta laminatem, dalsza — plastikową folią. Płat podparty jest pojedynczymi zastrzałami. Przednia część kadłuba, z kabiną nakrytą w połowie przez płat, jest wykonana z dwóch połówek łączonych w płaszczyźnie pionowej, natomiast belkę ogonową tworzy laminatowa rura o stałej średnicy. Motyłkowe usterzenie ma konstrukcję taką jak płat. Podwozie z kółkiem ogonowym jest zaopatrzone w hamulce. Napęd stanowi gwiazdowy 3-cylindrowy zachodniemiecki silnik Koenig JPX-PWL 425 o mocy 19 kW (26 KM) ze stałym dwułopatowym śmigłem. Zbiorniki paliwa są umieszczone w płacie.

### Dane techniczne

Rozpiętość	11,20 m
Długość	6,60 m
Wysokość	2,20 m
Powierzchnia nośna	13,50 m <sup>2</sup>
Masa własna	99 kg
Masa startowa maks.	189 kg
Prędkość maks.	130 km/h
Prędkość przelotowa	90 km/h
Współczynnik obciążenia	od 6 g do -3 g



W.K.

## SIAI Marchetti SF260-TP • Włochy •

### Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

W lipcu 1981 r. rozpoczęto próby samolotu do szkolenia wstępnego i podstawowego SIAI Marchetti SF260-TP, będącego turbośmigłową odmianą tłokowego samolotu SF260 (jest on użytkowany przez lotnictwo wojskowe 12 krajów). SF260-TP nie wykazuje żadnych zmian w stosunku do pierwowzoru, poczynając od ściany ogniowej, zarówno jeżeli chodzi o sam płatowiec, jak i instalacje i wyposażenie. Masy pozostały w zasadzie nie zmienione, podobnie jak pojemności zbiorników wewnętrznych. Do napędu zastosowano silnik Allison 250B-17C o mocy startowej zdławionej do 260 kW (350 KM), z trójłopatowym śmigłem Hartzell o średnicy 1,93 m, stałej prędkości obrotowej, przestawianym w chorągiewkę i na odwrotny ciąg. Firma ma dostarczyć zespoły potrzebne do zamiany wersji tłokowej na turbinową. Dla płatowca gwarantuje się trwałość 8000 h lotu lub 20 lat eksploatacji. Cena SF260-TP ma wynosić 380 tys. dol. w porównaniu z ceną samolotu SF260 wynoszącą 220 tys. dol.

### Dane techniczne

Rozpiętość	8,35 m
Długość	7,40 m
Wysokość	2,41 m



Powierzchnia nośna	10,10 m <sup>2</sup>
Masa własna z wyposażeniem	795 kg
Masa startowa maks.	1200 kg
Prędkość n.p.m. maks.	382 km/h
Prędkość przelotowa na wys. 3050 m	370 km/h
Prędkość przeciągnięcia z klapami wypuszczonymi	126 km/h
Wznoszenie maks.	11 m/s
Pułap praktyczny	8535 m
Długość drogi startu na 15 m	298 m
Długość drogi lądowania z 15 m	307 m
Zasięg maks. na wys. 4570 m z rezerwą paliwa na 30 min.	950 km

W.K.



Samolot pasażerski krótkiego i średniego zasięgu

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

**Płat.** Obrys trapezowy, profil NACA 23018 u nasady i NACA 4412 przy końcówce, wznios 7°, kąt zaklinowania 3°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa fail safe. W kesonie międzydźwigarowym integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy typu Fowlera zajmują 58% rozpiętości i sięgają do 30% głębokości profilu. Maks. kąt wychylenia kłap 27,5°. Przy lądowaniu krawędzie spływu kłap mogą być wychylane o 27,5% (w stosunku do kłap), co znacznie zwiększa wysklepienie profilu, umożliwiając osiągnięcie współczynnika siły nośnej  $C_{z\max} = 3,1$ . Każda kłapa zawieszona jest na czterech prowadnicach. Lotki metalowe, wyposażone w klapki wyważające, są zawieszane na czterech węzłach każda. Krawędzie natarcia skrzydeł zaopatrzone w instalację przeciwbłodzeniową. Na skrzydłach zabudowane gondole silnikowe z wyraźnie oddzielonymi gondolami podwozia głównego.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa fail safe. Kabina załogi w klasycznym układzie z miejscami pilotów obok siebie. Pod kabiną załogi wnętrza podwozia przedniego, za nią przednia ładownia, dostępna przez obniżony luk z lewej strony kadłuba. Dalej kabina pasażerska z 20 oknami w kształcie eliptycznym (po 10 z każdej strony). W zależności od wersji mieści ona 40-62 foteli pasażerskich (w podzielnice 0,84 lub 0,71 m). Drzwi pasażerskie umieszczone w tylnej części kabiny z lewej strony kadłuba. Czwartym rzędem okien obudowany wyjściem awaryjnym. Za kabiną pasażerską szatnia i toalety oraz tylny bagażnik zamknięty twardą szczelną wręgą kadłuba. Wersja Andover C.Mk.1 ma przedłużony kadłub (wstawienie segmentu przed płatem + nowa konstrukcja tylnej części) z rampą ładunkową pod usterzeniem. Wersja Series 2 zamiast zwykłych drzwi pasażerskich ma odsuwane o powiększonych wymiarach. Transportowa wersja Andover C.Mk.1 może przewozić na pokład ładunki o wym. 1,24x1,42x3,66 m, rury o dng. 12 m, 12 kontenerów wojskowych po 340 kg przystosowanych do zrzucania na spadochronach lub 6 po 680 kg. Dla ułatwienia załadunku samolot może „przysiadac” na głównym podwoziu, co obniża poziom podłogi z 2,3 do 1,4 m nad płatem lotniska. Wewnątrz samolotu mogą mieścić się 3 samochody terenowe lub 1 zwiadowczy opancerzony i 1 terenowy. Wersja Andover C.Mk.2 ma luksusowo wyposażony salon zamiast ładowni.

**Usterzenie.** Konstrukcja stateczników wielodźwigarowa. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie, zaopatrzone

w klapki wyważające. Każdy ster zawieszony na 3 węzłach. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa. W wersji Andover usterzenie poziome ma wyraźny wznios, w pozostałych wersjach — bez wzniosu.

**Sterowanie.** Powierzchnie sterowe wychylane mechanicznie za pomocą układów linkowo-popychaczowych ze wspomaganie. Kłapy i klapki wyważające wychylane elektrycznie.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie ku przodowi do gondol skrzydłowych i kadłuba. Zespoły dwukołowe. Podwozie przednie sterowane. Podwozie główne zaopatrzone w hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym Maxaret. Wym. ogumienia: główne 32x10,5-14; przednie 25,65x8,5-10. W wersji Andover podwozie główne ma golenie zawieszony w sposób umożliwiający ich odchylanie ku tyłowi podczas postoju, co pozwala na zbliżanie kadłuba do powierzchni lotniska.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe Rolls Royce Dart R.Da.7 Mk.532-2L o mocy 1676 kW każdy. Śmigła czteropłatowe przedstawiane automatycznie Dowty Rotol o średnicy 3,66 m (Andover C.Mk.1 — 4,42 m).

**Instalacje.** Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 6546 l, pompy na silnikach. Olejowa — niezależna dla każdego silnika, pojemność oleju 2x14,2 l. Hydrauliczna — służy do sterowania podwoziem. Elektryczna — zasila napęd kłap, kłapek wyważających powierzchnie sterowych oraz wszystkie odbiorniki pokładowe. Przeciwbłodzeniowa — pneumatyczna, po cztery segmenty na każdym skrzydle i po dwa na każdym stateczniku. Klimatyzacyjna — zapewnia do pułapu 7620 m w szczelnej części kadłuba ciśnienie odpowiadające wys. 2440 m.

**Wyposażenie.** Radiolokator, standardowy zestaw przyrządów i wyposażenia radiolokacyjnego (system Collins lub Ben-

dix), pilot automatyczny Smiths, możliwość zainstalowania wyposażenia dodatkowego. W wersji patrolowej Coastguarder: radiolokator MEL Marec, systemy nawigacyjne Decca TANS, VLF Marconi Omega, żyrokompas Sperry C14, urządzenie dopplerowskie Decca, wyposażenie radionawigacyjne Collins, radiowysokościomierz Honeywell, telefon pokładowy Ultra. Istnieje możliwość zainstalowania magnetometru w tylnej części kadłuba oraz zaczepów uzbrojenia (bomby głębinowe, torpedy, bomby, rakiety).

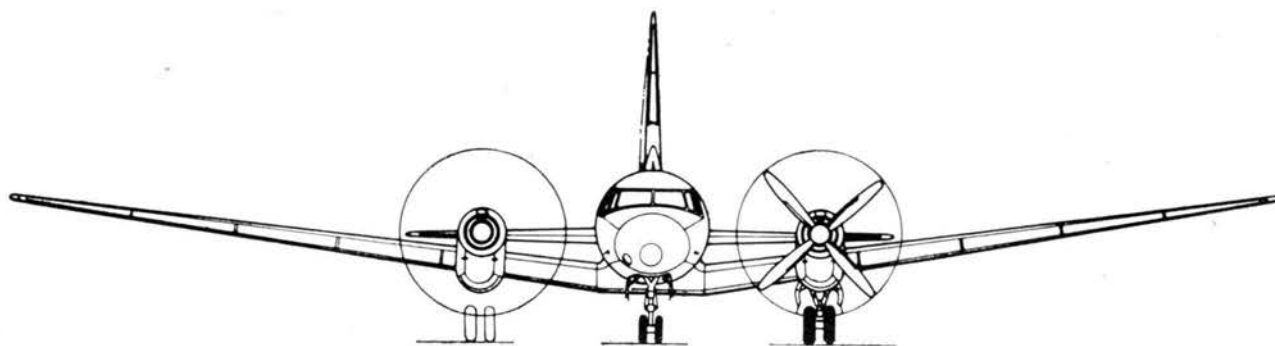
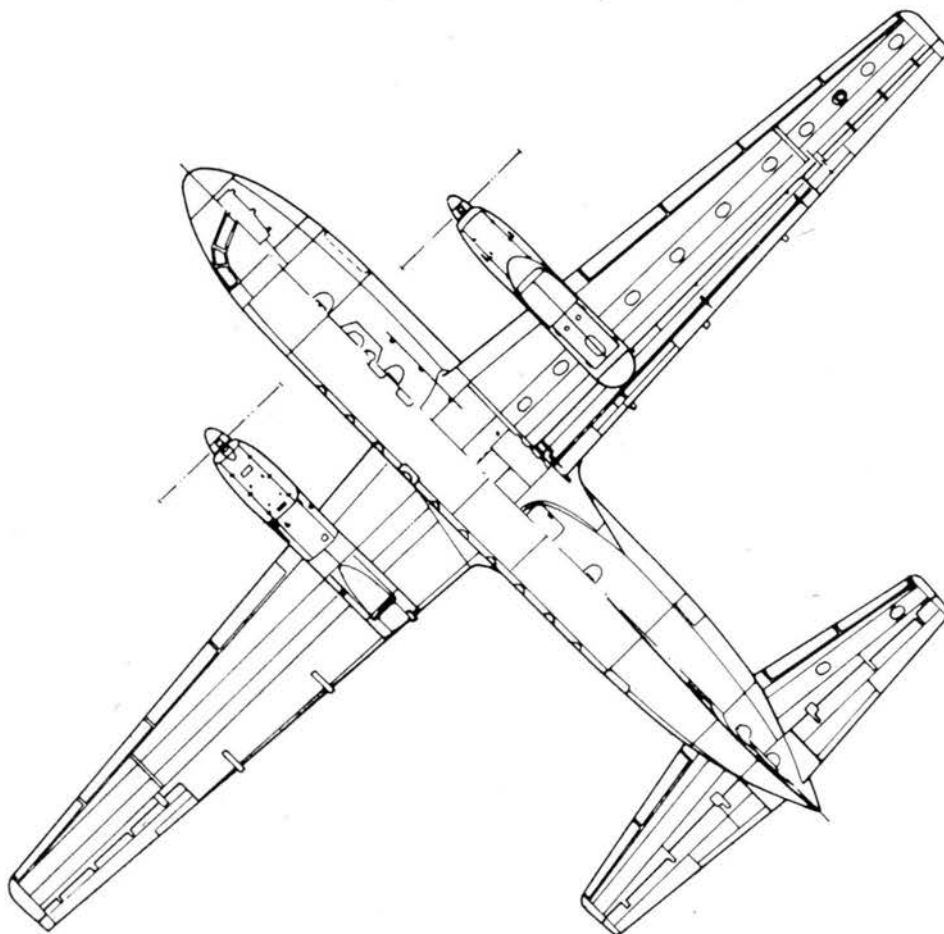
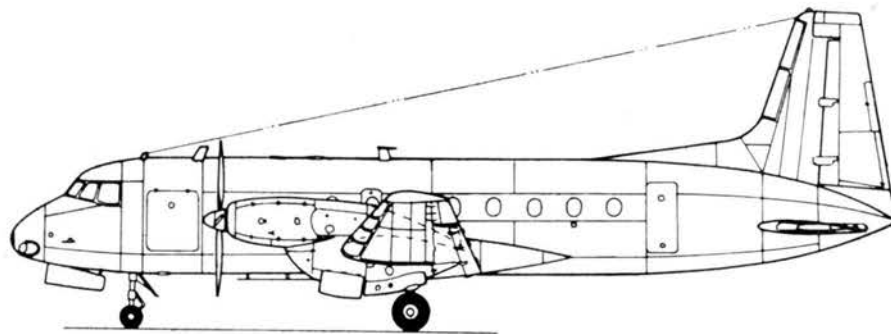
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Historia samolotu sięga 1957 r., gdy rozpoczęto projektowanie HS-748 jako następcy DC-3. Prototyp oblatano 24 lipca 1960 r. z silnikami RR Dart 514 (1280 kW). Próby prowadzone w krajach o gorącym klimacie wykazały konieczność dalszego zwiększenia mocy, zastosowano więc w 1967 r. silniki RR Dart RDa-7 (1404 kW). W 1962 r., po otrzymaniu certyfikatu, rozpoczęto dostawy pierwszych seryjnych maszyn do odbiorców. W 1961 r. zwiększono rozpiętość skrzydła, wydłużając końcówki. Także w 1961 r. rozpoczęła się seryjna produkcja Hawker HS-748 na licencji w Indiach (np. Subroto). Opracowano też wersję transportową (o wzmocnionej podłodze i powiększonych drzwiach, oznaczoną Series 1). Podobna wersja Series 2 była od 1965 r. sprzedawana do Brazylii. W 1967 r. zastosowano używane dotychczas silniki RR Dart RDa.532-2L. Samoloty w wersji Series 2 pojawiły się w 1979 r. — mają one rozpiętość powiększoną o 1,22 m. W 1963 r. opracowano wersję wojskową o przedłużonym kadłubie nazwaną Andover (HS-748 MF — Military Freighter) z silnikami Dart RDa-12 o mocy 2183 kW. Oblot prototypu nastąpił w 1965 r. W 1977 r. oblatano wersję patrolową HS-748 Coastguarder. W 1980 r. rozpoczęto prace nad kolejną wersją dla 60 pasażerów wyposażoną w silniki General Electric T64 (2340 kW). Do 1 sierpnia 1981 r. wyprodukowano łącznie 266 samolotów wszystkich wersji w W. Brytanii i 89 w Indiach.

**DANE TECHNICZNE (Series 2A)**

Rozpiętość	30,02 m
Długość	20,42 m
Wysokość	7,57 m
Cięciwa skrzydła u nasady	3,49 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,34 m
Średnica kadłuba	2,67 m
Rozpiętość usterzenia	10,97 m
Baza podwozia	6,30 m
Rozstaw podwozia	7,54 m
Prześwit śmigieł	0,61 m
Wydłużenie skrzydła	11,96
Długość wnętrza kabiny	14,17 m
Szerokość wnętrza kabiny	2,46 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,92 m
Powierzchnia podłogi	27,5 m <sup>2</sup>
Powierzchnia skrzydła	75,35 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	3,98 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	14,83 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	9,81 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	3,66 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	17,55 m <sup>2</sup>

Powierzchnia steru wysokości	5,03 m <sup>2</sup>
Masa własna z załogą	12 159 kg
Masa ładunku	5304 kg
Masa startowa maks.	21 092 kg
Masa startowa bez paliwa maks.	17 463 kg
Masa do lądowania maks.	19 504 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	279,8 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy maks.	6,20 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	608 km/h
Prędkość przelotowa	452 km/h
Wznoszenie maks. (H=0, 17 236 kg)	7,21 m/s
Pułap	7620 m
Start na 15 m	927 m
Lądowanie z 15 m	567 m
Zasięg z maks. ładunkiem (rez. 370 km + 45 min)	1361 km
Zasięg maks. (jw.)	2483 km
Poziom hałas start	92,5 EPNdB
podjęście	103,8 EPNdB
linia boczna	96,3 EPNdB

T.M.



## Samolot akrobacyjny

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy, wolnonośny dolnopłat konstrukcji drewnianej ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil V16F, wznios  $1^{\circ}30'$ . Konstrukcja jednodźwigarowa (z dźwigarkiem pomocniczym), całkowicie drewniana. Pokrycie ze sklejki o grubości 2 mm. Lotki o stałej głębokości zajmują całą krawędź spływu i są wyposażone w klapki wyważające i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Do skrzydła mocowane jest podwozie główne.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny zaokrąglony w narożach. Konstrukcja kratownicowa, drewniana, pokrycie sklejkowe. Za kabiną pilota znajduje się zbiornik paliwowy. Osłona kabiny odsuwana do tyłu. Kadłub jest identyczny jak w samolocie CAP-20L. Fotel pilota z laminatu epoksydowo-szklanego.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy trapezowe, profile o grubości 10% (maksymalna grubość dla usterzenia pionowego w 25% cięciwy, dla poziomego w 40% cięciwy). Statecznik pionowy tworzy jedną całość z kadłubem. Usterzenie poziome położone na kadłubie przed usterzeniem pionowym. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Konstrukcja usterzenia — szkielety drewniane, pokrycie sklejkowe. Na lewym segmencie steru wysokości klapka wyważająca.

**Sterowanie.** Lotki — układ popychaczowy z rurą skrętną, stery — układy linkowe, klapki wyważające — bowdeny.

**Podwozie.** Podwozie stałe klasyczne z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego sprężyste, wykonane z laminatu epoksydowo-szklanego (rowing). Koła zaopatrzone w hamulce hydrauliczne mogą



być osłonięte owiewkami. Wymiary ogumienia  $380 \times 150$ . Podwozie tylne zaopatrzone w amortyzator olejowo-powietrzny, kółko pełne.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Avco Lycoming AEIO-360-41B o mocy 149 kW przy obrotach  $45 \text{ s}^{-1}$ , śmigło metalowe dwułopatowe nastawiane automatycznie Hartzell. Łoże silnika z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowe. Wyloty spalin skierowane bezpośrednio pod kadłub.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik główny o pojemności 75 l i osobny zbiornik o pojemności 15 l do lotów odwróconych usytuowane za kabiną pilota. Elektryczna — napięcie 12 V. Hamulcowa — typu samochodowego.

**Wyposażenie.** Wyposażenie ograniczone do niezbędnych przyrządów pilotażowych i kontrolnych, radiostacja UKF.

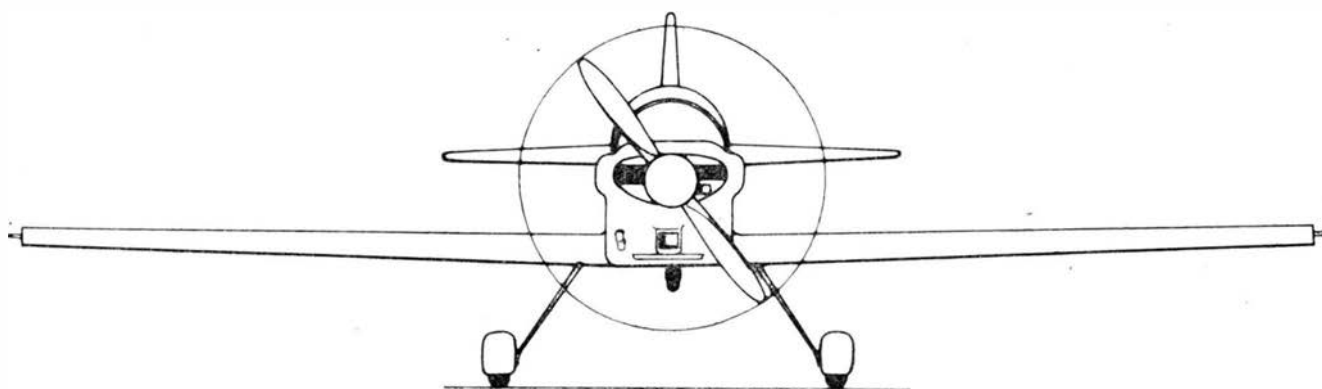
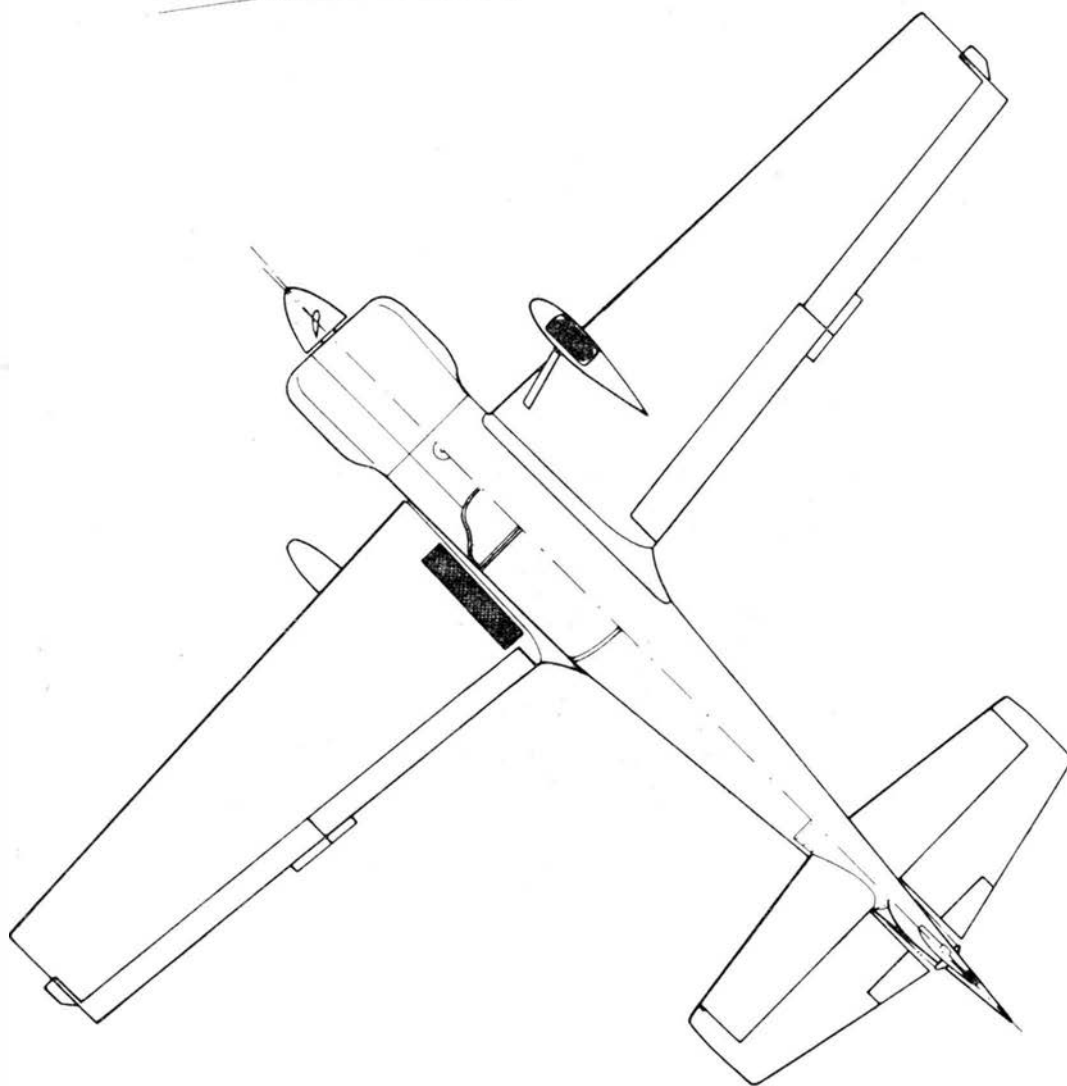
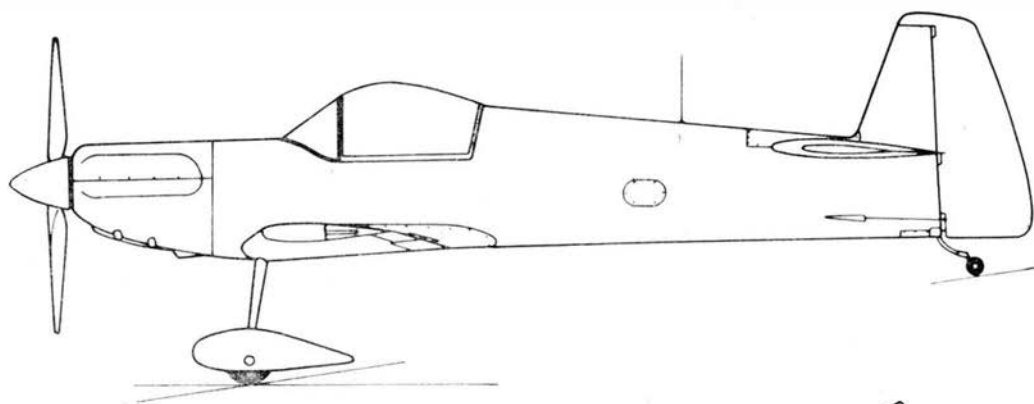
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** CAP-21 jest kolejnym etapem rozwoju znanych konstrukcji firmy Avions Mudry — CAP-10 i CAP-20. Wywodzi się bezpośrednio z opracowanej niedawno wersji CAP-20 — samolotu CAP-20L. W stosunku do CAP-20L zmieniono całkowicie skrzydło, odchodząc od charakterystycznego dla tych samolotów eliptycznego obrysu, zastosowano nowy profil opracowany przez Aérospatiale. Kadłub i usterzenie oraz zespół napędowy są identyczne jak w CAP-20L. Samolot został oblatany 23 czerwca 1980 r. W tym samym okresie w firmie Fengray-Jourdan opracowano podobny samolot ASA-200, również biorąc kadłub, usterzenie i zespół napędowy CAP-20L, a zmieniając skrzydło (zastosowano profil NACA 23012, skrzydło nie ma wzniosu, kąt zaklinowania  $0^{\circ}$ , samolot zaś jest nieco lżejszy, dzięki czemu uzyskano współczynniki obciążenia  $n = +9$  do  $-7$ ).

## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,08 m
Długość	6,46 m
Wysokość	1,52 m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,30 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	0,78 m
Baza podwozia	4,60 m
Rozstaw podwozia	2,12 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,90 m
Średnica śmigła	1,93 m
Powierzchnia nośna	9,3 m <sup>2</sup>

Wydłużenie skrzydła	6,95
Masa własna	490 kg
Masa dop. maks. do akrobacji	600 kg
Obciążenie powierzchni	65,22 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	4,03 kg/kW
Prędkość pozioma maks.	320 km/h
Prędkość lądowania	85 km/h
Wznoszenie ( $H = 0$ )	14 m/s
Długość trwania lotu maks.	2 h
Współczynniki obciążenia	$n = +8$ do $-8$

T.M.



**SZKOLENIE LOTNICZE**

- 1 — szkoła lotnicza, s. pilotów
- 2 — szkolenie w pilotażu, szkolenie pilotów
- 3 — program szkolenia, p. lotów szkolnych
- 4 — selekcja wstępna pilotów
- 5 — próba psychotechniczna, test
- 6 — szkolenie teoretyczne
- 7 — s. naziemne, s. przed lotami
- 8 — s. na symulatorze
- 9 — instruktaż przed lotami
- 10 — omówienie lotów, ocena l.
- 11 — lot zapoznawczy
- 12 — szkolenie (lotnicze) początkowe, s. podstawowe
- 13 — lot po kręgu, krąg nadlotniskowy
- 14 — lot szkolny
- 15 — l. na dwusterze, szkolenie na d.
- 16 — (pierwszy) lot samodzielny, wyłazowanie
- 17 — trening lotniczy
- 18 — t. lotów samodzielnych
- 19 — lot dla przeszkolenia (nr. dany typ samolotu)
- 20 — przeszkolenie, szkolenie doskonalące, trening doskonalący
- 21 — nalot, wylatane godziny, czas lotu
- 22 — szkolenie w lotach bez widoczności, s. w l. wg przrzędzi
- 23 — s. w akrobacji
- 24 — przelot
- 25 — lot kontrolny, l. na KTP, l. egzaminacyjny
- 26 — egzamin z pilotażu
- 27 — sprawność pilotażowa
- 28 — czucie sterowania
- 29 — błąd pilota, b. pilotażu
- 30 — (niezamierzone) przeciągnięcie
- 31 — odhicie, „kangur”
- 32 — nagły, niekontrolowany zakręt na ziemi
- 33 — zdolność do służby w powietrzu
- 34 — uczeń-pilot
- 35 — instruktor-pilot
- 36 — licencja pilota, świadectwo p.
- 37 — pilot-amator, p. turystyczny
- 38 — licencja pilota turystycznego
- 39 — pilot zawodowy
- 40 — licencja pilota zawodowego
- 41 — uprawnienia do lotów bez widoczności
- 42 — książka lotów
- 43 — pomoc szkoleniowa, sprzęt szkoleniowy, urządzenia treningowe
- 44 — makietka
- 45 — symulator naziemny, s. lotu, kabina treningowa, naśladownik
- 46 — kabina t. do nauki lotów bez widoczności
- 47 — naśladowanie, symulacja, imitacja
- 48 — symulator lotu z nieruchomą kabiną, kabina treningowa
- 49 — s. podejścia do lądowania
- 50 — s. z wizualizacją otoczenia
- 51 — s. z ruchomą kabiną, s. z r. podstawą
- 52 — s. z trzema stopniami swobody
- 53 — kabina symulatora, k. ucznia
- 54 — pulpity instruktora, stanowisko i.
- 55 — przelicznik analogowy, analogowa maszyna licząca
- 56 — imitator obciążeń aerodynamicznych sterów, mechanizm sztucznego czucia (sterowania)

cd. na s. 11

**ENTRAÎNEMENT AÉRIEN**

- 1 — école (f) d'aviation, é. de pilotage
- 2 — écolage (m) des élèves-pilotes, entraînement (m) au vol, instruction (f) aérienne
- 3 — programme (m) d'entraînement (au vol)
- 4 — sélection (f) initiale du personnel navigant
- 5 — test (m) d'aptitude, t. psychologique
- 6 — instruction (f) théorique
- 7 — entraînement (m) avant pilotage
- 8 — vol (m) simulé
- 9 — briefing (m), (instruction (f) de prévol)
- 10 — débriefing (m), (évaluation (f) d'après-vol)
- 11 — vol (m) d'accoutumance
- 12 — instruction (f) de pilotage élémentaire
- 13 — vol (m) suivant un quadrilatère, tour (m) de piste
- 14 — v. (m) d'apprentissage, v. d'écolage, v. d'instruction
- 15 — instruction (f) en double commande, vol (m) en d.c.
- 16 — vol (m) lâché, v. seul, v. solo
- 17 — v. de performance
- 18 — (v. de p. solo)
- 19 — v. de transition
- 20 — perfectionnement (m) au pilotage
- 21 — heures (fpl) de vol
- 22 — entraînement (m) au pilotage sans visibilité
- 23 — e. (m) de haute école
- 24 — vol (m) aller, v. à parcours fixe
- 25 — v. de contrôle
- 26 — examen (m) de pilotage
- 27 — aptitude (f) au p.
- 28 — (sensation (f) de pilotage)
- 29 — erreur (f) du pilotage
- 30 — décrochage (m) (involontaire)
- 31 — rebondissement (m)
- 32 — (virage (m) incommandé au sol)
- 33 — aptitude (f) au vol, a. du pilotage
- 34 — élève-pilote (m)
- 35 — instructeur-pilote (m)
- 36 — brevet (m) de pilote
- 37 — pilote (m) amateur
- 38 — brevet (m) de p.a.
- 39 — pilote (m) professionnel
- 40 — brevet (m) de p.p.
- 41 — (autorisation (f) pour vol aux instruments)
- 42 — (livret (m) de pilote)
- 43 — équipement (m) d'instruction, dispositif (m) d'entraînement
- 44 — maquette (f)
- 45 — simulateur (m) (électro-nique) de vol, s. d'entraînement, s. de pilotage
- 46 — s. (m) de vol sans visibilité
- 47 — simulation (f)
- 48 — simulateur (m) de vol avec cabine fixe
- 49 — s. (m) d'approche
- 50 — s. avec visualisation (du monde extérieur)
- 51 — (s. avec la base mobile, s.a. la cabine mobile)
- 52 — s. à trois degrés de liberté
- 53 — cockpit (m) de simulateur, cabine (f) d'élève-pilote
- 54 — pupitre (m) d'instructeur, poste (m) d'i.
- 55 — calculateur (m) analogique
- 56 — dispositif (m) d'imitation d'effort à la poignée

**PIONOWZLOTY, PODUSZKOWCE**

- 1 — pionowy start
- 2 — pionowy start i lądowanie, PSL
- 3 — ciąg jednostkowy
- 4 — zawis, lot w zawisie
- 5 — przejście (z zawisu) do lotu poziomego
- 6 — pionowe lądowanie
- 7 — pionowzlot
- 8 — pionowzlot, samolot pionowego startu i lądowania, s. PSL
- 9 — śmigłowiec
- 10 — wirolot, rotodyna, śmigłowiec zespolony, ś. sprzężony
- 11 — wirolot z chowanym wirnikiem
- 12 — w. z zatrzymywanym wirnikiem
- 13 — zmiennopłat, przemiennopłat, konwertyda
- 14 — pionowzlot wirnikowy
- 15 — p. z przekręcanym skrzydłem
- 16 — p. z przekręcanymi śmigłami, p. z przekręcanymi wirnikami
- 17 — p. ze śmigłami otunelowanymi
- 18 — p. wentylatorowy
- 19 — p. z wentylatorami nośnymi w skrzydłach
- 20 — p. odrzutowy z silnikami nośnymi
- 21 — p. z odchylanym strumieniem gazów, p. ze sterowanymi wylotami
- 22 — platforma latająca
- 23 — sterowanie wektorem ciągu
- 24 — układ napedowy z niezależnymi silnikami nośnymi i dla lotu poziomego
- 25 — silnik do lotu poziomego, s. marszowy
- 26 — s. nośny
- 27 — s. nośno-marszowy z przekręcanymi wylotami spalin
- 28 — skrzydło przekręcane
- 29 — s. pomocnicze
- 30 — dysza sterująca, d. stabilizująca (w zawisie)
- 31 — silnik sterujący
- 32 — wirnik sterujący, śmigło sterujące
- 33 — sterowanie dyszami przekręcanymi
- 34 — bliskość ziemi
- 35 — wpływ ziemi, w. podłoża
- 36 — poduszka powietrzna, p. przyziemna, oddziaływanie podłoża
- 37 — poduszka dynamiczna, zjawisko ekranu
- 38 — skrzydło blisko lecące, s. z oddziaływaniem ziemi
- 39 — wysokość uniesienia
- 40 — pojazd poduszkowy, poduszkowiec
- 41 — ekranolot, ekranoplan
- 42 — samolot z podwoziem poduszkowym
- 43 — dmuchawa nośna
- 44 — komora wyrównawcza, k. nadciśnieniowa
- 45 — dysza pierścieniowa
- 46 — d. Coanda
- 47 — osłona (poduszki powietrznej)
- 48 — o. elastyczna, fartuch (elastyczny)
- 49 — koło hamujące
- 50 — śmigło h.
- 51 — ster aerodynamiczny

**AÉRONES À DÉCOLLAGE DEBOUT; AÉROGLISSEURS**

- 1 — décollage (m) debout, d. (m) vertical
- 2 — atterrissage (m) et décollage debout, a. (m) et d. (m) verticaux
- 3 — poussée (f) spécifique
- 4 — vol (m) stationnaire, v. (m) au point fixe
- 5 — transition (f) dans le vol horizontal
- 6 — atterrissage (m) debout, a. vertical
- 7 — aéronef (m) à décollage debout, a. (m) à d. vertical, ADAV (m)
- 8 — avion (m) à d. d., avion à d. vertical, ADAV
- 9 — hélicoptère (m), h. (m) pur
- 10 — h.-avio (m), gyrodyne (m), combiné (m)
- 11 — (combiné avec rotor escamotable)
- 12 — (c. avec rotor arrêtable)
- 13 — convertiplane (m), convertible (m), combiné (m) convertible
- 14 — ADAV à rotor
- 15 — ADAV avec l'aile basculante
- 16 — ADAV avec les rotors basculantes
- 17 — ADAV avec les hélices carentées
- 18 — ADAV avec ventilateur volant, ADAV avec soufflante
- 19 — ADAV avec les soufflantes dans l'aile
- 20 — ADAV à réaction avec les moteurs de portance
- 21 — ADAV avec tuyères directionnelles
- 22 — plate-forme (f) volante
- 23 — commande (f) par vecteur de poussée
- 24 — système (m) de propulsion avec moteurs indépendants de portance et de vol
- 25 — moteur (m) de propulsion, m. (m) de vol, propulseur (m) de croisière
- 26 — m. (m) de portance, propulseur (m) pour décollage vertical
- 27 — m. (m) de portance et de vol avec tuyères directionnelles
- 28 — aile (f) basculante
- 29 — a. (f) auxiliaire
- 30 — tuyères (fpl) d'équilibre et le manoeuvre, jets (mpl) de contrôle
- 31 — jet (m) guidé, gouverne (f) par jet
- 32 — rotor (m) latéral, r. (m) de queue, hélice (f) de q.
- 33 — commande (f) par tuyères basculantes
- 34 — proximité (f) du sol
- 35 — effet (m) du s.
- 36 — coussin (m) d'air
- 37 — c. (m) d'air dynamique, effet (m) du écran
- 38 — aile (f) dans l'effet du sol
- 39 — hauteur (f) de vol stationnaire, garde (f) au sol
- 40 — véhicule (m) à coussin d'air, aéroglisseur (m)
- 41 — v. (m) à coussin d'air dynamique
- 42 — avion (m) avec train d'atterrissage à coussin d'air
- 43 — soufflante (f) de portance
- 44 — chambre (f) de compensation
- 45 — tuyère (f) annulaire
- 46 — t. (f) Coanda
- 47 — rideau (m) du coussin d'air
- 48 — r. (m) élastique
- 49 — roue (f) à frein
- 50 — hélice (f) (à pas) réversible, h. (f) freinante, h.-frein (m)
- 51 — gouverne (f) aérienne, g. (f) aérodynamique

# Podobieństwo dynamiczne samolotów

Badania na modelu są skutecznym sposobem uzyskania informacji o właściwościach obiektu technicznego przed jego zbudowaniem. Teoria podobieństwa umożliwia ścisłą interpretację otrzymanych wyników. W zagadnieniach konstrukcyjnych w ostatnich latach można spotkać się z jeszcze jednym praktycznym zastosowaniem teorii podobieństwa — z amatorską budową zmniejszonych kopii samolotów. Oczywiście zarówno osiągi takiego samolotu, jak też jego stateczność i sterowność mogą być (na ogólnych zasadach) obliczone tymi samymi metodami, które są stosowane do wszystkich samolotów.

TABLICA 1. Zmiana wielkości charakteryzujących model

Wielkość	Prze-licznik	$\lambda = 8$ (podz. 1 : 8)	$\lambda = 2$ (podz. 1 : 2)
Wymiary liniowe	$\lambda^{-1}$	1/8	1/2
Powierzchnie	$\lambda^{-2}$	1/64	1/4
Objętości, masy, siły	$\lambda^{-3}$	1/512	1/8
Momenty	$\lambda^{-4}$	1/4096	1/16
Prędkości liniowe	$\lambda^{-1/2}$	1/2,83	1/1,414
Przyspieszenia liniowe	stałe	1	1
Prędkości kątowe	$\lambda^{1/2}$	2,83	1,414
Przyspieszenia kątowe	$\lambda$	8	2
Czas	$\lambda^{-1/2}$	1/2,83	1/1,414
Praca	$\lambda^{-4}$	1/4096	1/16
Moc	$\lambda^{-1/2}$	1/1446	1/11,31
Obciążenie powierzchni nośnej	$\lambda^{-1}$	1/8	1/2
Obciążenie mocy	$\lambda^{1/2}$	2,83	1,414

TABLICA 2. Porównawcze zestawienia charakterystyk technicznych niektórych zmniejszonych kopii samolotów

Samolot	Podziałka	Rozpiętość, m		Masa całkowita, kg		Moc lub ciąg silnika pojedynczego, kW lub N		Prędkość przelotowa, km/h	
		*)	**)	*)	**)	*)	**)	*)	*)
Bonanza F33A	1 : 2	10,21	5,11	1 542	193	210	18,5	282	185
Cessna Centurion	1 : 2	10,97	5,49	1 724	215	221	19,5	275	180
Lake Buccaneer	1 : 2	11,58	5,79	1 220	152	147	12,9	241	145
DC-3	1 : 3	24,38	7,92	11 431	423	882	37,8	333	219
747	1 : 9	59,65	6,58	356 076	488	216 127 N	294 N	957	319
Cessna Citation	1 : 3	13,38	4,54	5 216	193	9 790 N	365 N	644	372
P-51	1 : 2	12,19	6,10	5 262	658	1 265	113,3	582	410
P-51	2 : 3	12,19	7,62	5 262	1 786	1 265	304,5	582	475
T-28	1 : 2	12,19	6,10	3 066	383	588	52,2	306	216
Consolidated PBYP „Catalina”	1 : 2,5	31,7	12,7	14 515	930	882	36,8	188	119
Consolidated PBYP „Catalina”	1 : 3	31,7	10,5	14 515	538	882	18,8	188	109

\*) Wielkość naturalna, \*\*) wielkość zmniejszona

W artykule pragniemy jednak przedstawić szybką i łatwą metodę „oceny” pewnych podstawowych właściwości samolotu-kopii, opartą na znajomości właściwości oryginału. Metoda ta pozwala również na zorientowanie się co do spodziewanych zakresów mocy silnika, mas i innych cech konstrukcji.

Podziałkę modelu można oznaczyć jako  $1/\lambda$ , gdzie  $\lambda$  oznacza krotność zmniejszenia. Wygodnie jest następnie określić wszystkie dalsze wielkości, charakteryzujące model w funkcji  $\lambda$ . Wymiary liniowe  $L$  zmieniają się proporcjonalnie do  $\lambda^{-1}$ , co można zapisać jako  $L \sim \lambda^{-1}$ .

Powierzchnie modelu są proporcjonalne do  $\lambda^{-2}$ , zaś objętość do  $\lambda^{-3}$ , zatem w tym samym stosunku będą również pozostawały masy. Nietrudno zauważyć, że momenty sił będą proporcjonalne do  $\lambda^{-4}$ , zaś momenty bezwładności do  $\lambda^{-5}$ . Jeżeli przyjąć liczbę Frouda za stałą, prędkość  $V$  będzie proporcjonalna do  $\sqrt{L}$ , zatem  $V \sim \lambda^{-1/2}$ . Ponieważ prędkość jest równa ilorazowi odległości przez czas, zatem czas  $t \sim \lambda^{-1/2}$ . Pozwala to stwierdzić, że obroty (lub prędkość kątowa)  $\omega \sim L^{1/2}$ , zaś przyspieszenia liniowe

pozostaną bez zmiany (ponieważ  $\frac{L}{(V\sqrt{L})^2} = 1$ ). Przyspieszenie kątowe natomiast zwiększa się proporcjonalnie do krotności zmniejszenia, czyli  $\epsilon \sim \lambda$ . Ponieważ praca jest iloczynem siły przez przemieszczenie, stąd  $\lambda^{-3} \cdot \lambda^{-1} = \lambda^{-4}$ , zaś moc będzie proporcjonalna do  $\lambda^{-1/2}$ .

Aby wykazać podobieństwo modelu i obiektu naturalnego, można sprawdzić dowolny współczynnik bezwymiarowy (np.  $C_z$  — współczynnik siły nośnej albo  $C_N$  — współczynnik mocy śmigła):

$$C_z = \frac{2Q}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \sim \frac{\lambda^{-3}}{(\lambda^{-1/2})^2 \cdot \lambda^{-1}} = \frac{\lambda^{-3}}{\lambda^{-1}} = 1$$

$$C_N = \frac{N}{\rho \cdot \pi^3 \cdot D^5} \sim \frac{\lambda^{-7/2}}{\lambda^{3/2} \cdot \lambda^{-5}} = \frac{\lambda^{-7/2}}{\lambda^{-7/2}} = 1$$

Dla ilustracji podane jest zestawienie podstawowych zależności, a także zestawienie wielkości liczbowych dla modeli w podziałce 1:8 i 1:2 (tabl. 1). Wielkości te były niejednokrotnie sprawdzane w próbach, przy badaniach modelowych rzeczywistych samolotów.

W budowie zmniejszonych kopii samolotów należy zwrócić uwagę na fakt, że prędkości kątowe wzrastają wraz

ze zmniejszeniem wymiarów. Zatem prędkość przechylenia modelu, jaka zostanie wywołana tym samym wychyleniem kątowym lotek, byłaby dla kopii 1,41 raza większa niż dla samolotu oryginalnego (przy podziałce 1:2). To samo zresztą dotyczyłoby także prędkości względem osi poprzecznej samolotu, wywołanej ruchem drążka od i na siebie. Jeśli zatem oryginalny samolot jest np. myśliwcem o dobrej sterowności, jego zmniejszona kopia może stać się samolotem wręcz trudnym, a na pewno będzie wymagał większych kwalifikacji pilotażowych niż kwalifikacje budującego ją amatora...

Oczywiście istnieje wiele możliwości zapobieżenia tym właściwościom modelu, m.in. większe powierzchnie stateczników, mniejsze powierzchnie sterów oraz wznios. Takie zmiany powodują jednak zmniejszenie sił na sterownikach, co z kolei musi być skompensowane zmianą stosunku powierzchni wyważającej do powierzchni steru. Te wszystkie okoliczności muszą być brane pod uwagę przy budowie zmniejszonych kopii samolotów oraz przy korzystaniu z badań modelowych.

Na podstawie art. T. M. Purcell „Scale Aircraft Factors”, Sport Aviation, September 1981 opracował A. K.

EO/23/K/82

## LITERATURA

- E. G. STOUT: Modelling of High Speed Water Based Aircraft. Journal of the Aeronautical Sciences, August 1950.

# Radzieckie silniki rakiet kosmicznych

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Instytut Lotnictwa

Rozpoczęcie w Związku Radzieckim badań kosmicznych wystrzeleniem 4 października 1957 r. pierwszego sztucznego satelity Ziemi stało się możliwe dzięki rozwiązaniu wielu skomplikowanych problemów naukowo-technicznych, przede wszystkim zaś dzięki opracowaniu silników raketowych o dużym ciągu, rakiet nośnych oraz kompleksu urządzeń startowych.

Zagadnieniami napędów raketowych zajmowało się w Związku Radzieckim kilka biur konstrukcyjno-doświadczalnych (OKB). Najbardziej znane jest biuro pn. GDL-OKB, kierowane przez członka Akademii Nauk ZSRR W. Głuszko. Jest to nazwa historyczna. GDL (Gazodynamická Laboratoria) powstało w 1928 r. Inne biura konstrukcyjne były kierowane m.in. przez A. Isajewa, S. Kosberga, L. Duszkiina. Silniki raketowe opracowane w tych biurach konstrukcyjnych znalazły szerokie zastosowanie w badaniach kosmosu.

Pierwsza radziecka rakiet kosmiczna była napędzana silnikiem raketowym na paliwo ciekłe, opracowanym w biurze konstrukcyjnym GDL-OKB. Opracowano dwa silniki pn. RD-107 i RD-108. Ich powstanie poprzedziły długotrwałe próby i badania rozpoczęte w 1947 r. W maju 1948 r. na hamowni GDL-OKB odbyła się pierwsza próba ogniowa silnika na paliwo ciekłe o dużym ciągu. W tym samym roku silnik ten został użyty do napędu rakiet. Otrzymał on oznaczenie RD-100. Jednocześnie opracowywano ulepszony wariant silnika pn. RD-101 o ciągu na stoisku 37 000 daN. Obydwa silniki posłużyły do napędu rakiet geofizycznych. Następny w tej rodzinie był silnik RD-103.

Silnik RD-100 rozwijał ciąg przy ziemi 27 000 daN. Jako utleniacz został użyty ciekły tlen, paliwem był wodny roztwór spirytusu etylowego. Silnik miał jedną komorę spalania zasilaną paliwem za pomocą turbopompy, czyli pompy sprzężonej z turbiną. Turbina była napędzana produktami gazowymi powstającymi wskutek katalizycznego rozkładu stężonego nadtlenu wodoru. Po pewnych modyfikacjach wyczerpano możliwości tego silnika, głównie wskutek niskiej wartości opałowej paliwa nieefektywnego jego wykorzystania oraz niezbyt doskonałej konstrukcji. Badania kosmiczne wymagały silników o dużym ciągu, zwartej konstrukcji i małych wymiarach. Za zasadnicze kierunki prac badawczo-rozwojowych prowadzących do opracowania takiego silnika uznano doskonalenie procesów spalania w komorze oraz konstrukcji komory, jak również opracowanie nowych paliw, eliminujących alkohol etylowy.

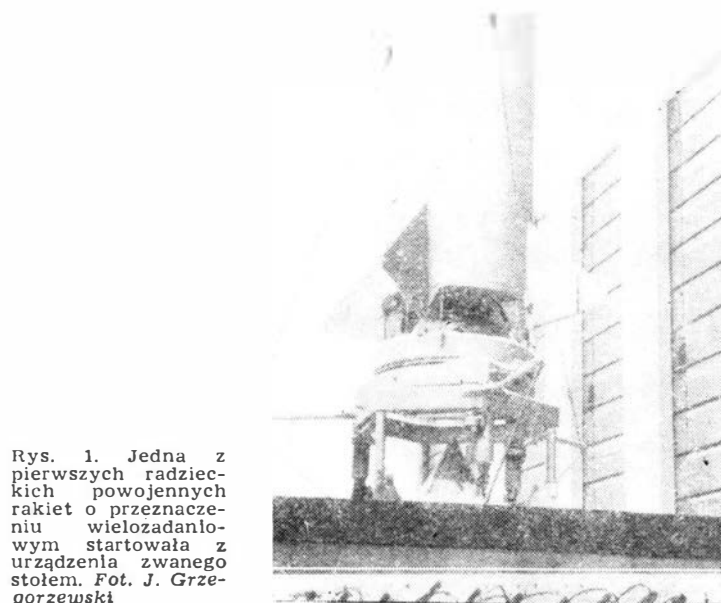
Dużo problemów stwarzało opracowanie nowej komory spalania, przewidzianej do pracy przy wysokich temperaturach i ciśnieniach czynnika roboczego. Konstrukcja starych komór nie spełniała tych warunków. Ich korpus składał się z dwóch ścianek: wewnętrznej narażonej na działanie gazów o wysokiej temperaturze i zewnętrznej. Obydwie były wykonane (ze względu na wytrzymałość) z grubej walcowanej blachy, ponieważ łączono je przez spawanie w niewielu miejscach ze względu na przepływ czynnika chłodzącego. W GDL-OKB opracowano nową konstrukcję komory, która rozwiązała występujące dotychczas trudności. Nową komorę podzielono na kilka zespołów technologicznych: głowicę, w której następowało wymieszanie paliwa z utleniaczem, oraz kilka segmentów pierścieniowych. Głowica była wykonana w postaci plastra z dwiema płaskimi powierzchniami, które połączono za pomocą wtryskiwaczy. Segmenty wykonano przy użyciu lutowania, a łączono je spawaniem. Każdy segment składa się ze ścianki wewnętrznej (ogniowej) i zewnętrznej, między którymi znajduje się pofalowana blacha lub żebra wyfrezowane na zewnętrznej powierzchni ścianki ogniowej. Uzyskana w ten sposób konstrukcja wyróżnia się znaczną sztywnością w stosunku do poprzedniej. W związku z tym wewnętrzna ścianka (ogniowa) może być wykonana z cienkiej blachy z materiału o wysokim współczynniku przewodnictwa cieplnego, ale o niskich właściwościach wytrzymałościowych. Jako materiał na wewnętrzną ściankę użyto miedzi. W późniejszym okresie miedź zastąpiono brązem z dodatkiem chromu, ze względu na jego wysokie właściwości wytrzymałościowe. Zewnętrzną ściankę, przenoszącą obciążenia mechaniczne, wykonano ze stali stopowej. W ten sposób komora spalania wykonana metodą lu-

towania i spawania zapewniła małe wymiary i wysoką sprawność spalania (dzięki nowej konstrukcji głowicy), co przyczyniło się do polepszenia charakterystyk silnika i zmniejszenia jego masy. Taka technologia wykonania komory wymagała zbudowania specjalnych pieców oporowych do lutowania i spawania zespołów komory w neutralnej atmosferze. W nowej komorze zostało użyte nowe paliwo — nafta.

Pierwsza komora wykonana nową technologią, tzn. lutowaniem i spawaniem, powstała w GDL-OKB w 1951 r. Prace prowadzono w szerokim zakresie. W tym czasie dysponowano już wielokrotnie wypróbowaną doświadczalną komorą spalania obliczoną na ciąg 7000 daN przy ciśnieniu spalania  $6 \cdot 10^2$  kPa. Próby tej komory rozpoczęto w 1949 r. Ich głównym zadaniem było opanowanie technologii wykonania takich komór, ich chłodzenia oraz procesów przygotowania mieszanki palnej w komorze. Równocześnie badano inną konstrukcję o ciągu 50 000 daN z wykorzystaniem przyszłościowych paliw. Zbudowano również specjalne stoiska do modelowania przepływu cieczy chłodzącej. Jako wynik tych kompleksowych badań przyjęto nowe paliwo typu nafta-tlen, uzyskano możliwość zwiększenia ciśnienia roboczego w komorze oraz temperatury spalania wyższej o 800°C w porównaniu z komorami tlenowo-spirytusowymi.

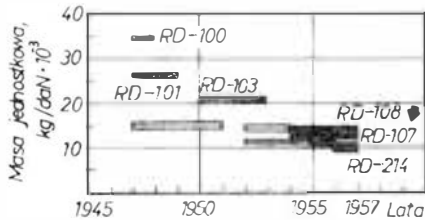
Po tych pracach przyszła kolej na następne silniki i komory doświadczalne, które stały się protoplastami silników rakiet satelitarnych. Powstały trzy typy silników. W jednym z nich zastosowano cztery komory spalania zasilane jednym agregatem turbopompowym. Ponadto został w nim użyty nowy utleniacz — kwas azotowy. Użycie czterech komór spalania zamiast jednej podyktowane było potrzebą uproszczenia prac badawczych nad tym bardzo odpowiedzialnym zespołem silnika raketowego oraz potanieńczenie tych badań. Jak się później okazało, silnik raketowy z czterema komorami spalania umożliwił racjonalniejsze zaprojektowanie tylnej części rakiety nośnej i taki układ konstrukcyjny zastosowano w pierwszych rakietach kosmicznych. Prace nad tymi silnikami zakończono w 1954 r.

Na bazie trzeciego silnika powstał silnik RD-214, który znalazł zastosowanie w rakietach nośnych typu Kosmos i Interkosmos. Został on opracowany w latach 1952–1957 i napędza rakiety od 1957 r. Bardzo szerokiego zakresu prac konstrukcyjnych i naukowo-badawczych wymagał agregat turbopompowy, ze względu na bardzo duże wydajności, ograniczone wymiary i masę. Kilkuletnie prace doprowadziły do opracowania zwartej pod względem konstrukcyjnym zespołu składającego się z dwóch pomp (paliwa i utleniacza), turbiny oraz wytwornicy gazu. W silniku RD-100 turbopompa składa się z dwóch pomp ośrodkowych i dwu-

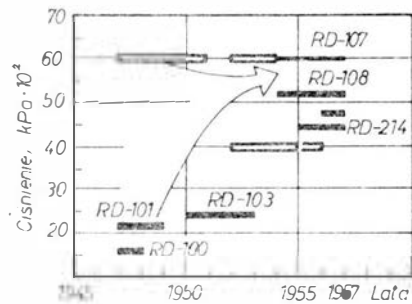


Rys. 1. Jedna z pierwszych radzieckich powojennych rakiet o przeznaczeniu wielozadaniowym startowała z urządzenia zwanego stołem. Fot. J. Grzegorzewski

stopniowej turbiny osiowej osadzonej na wspólnym wale z pompą paliwa. Czynnikiem roboczym do napędu turbiny powstawał w wytwornicy gazu, w której następował rozkład nadtlenu wodoru wskutek oddziaływania wodnego roztworu nadmanganianu sodu, spełniającego funkcję katalizatora. Począwszy od silnika RD-101 zaczęto stosować katalizator w postaci ciała stałego, umieszczonego bezpośrednio w wytwornicy gazu. W silnikach opracowanych później zastosowano pomocniczą pompę odśrodkową, która tłoczyła nadtlenek wodoru do wytwornicy gazów. We wcześniejszych rozwiązaniach funkcję tę spełniały sprężone powietrze. Bardzo staranne opracowanie pomp paliwa i utleniacza pod względem konstrukcyjnym i gazodynamicznym

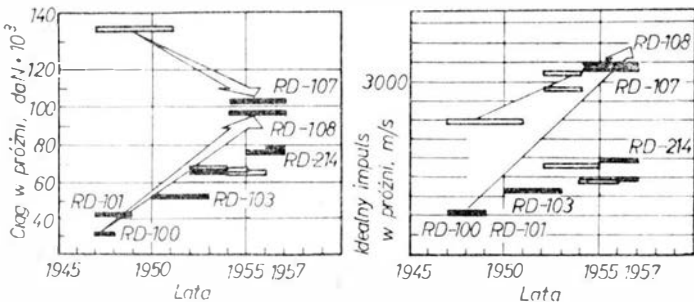


Rys. 2. Dookonanie konstrukcji silników GDL-OKB w latach 1947-1957. Na osi pionowej podana jest masa jednostkowa silnika, tj. stosunek masy silnika z paliwem do ciągu silnika w próżni



Rys. 3. Wzrost ciśnienia gazów w komorach spalania kosmicznych silników rakietowych opracowanych w różnych latach w GDL-OKB

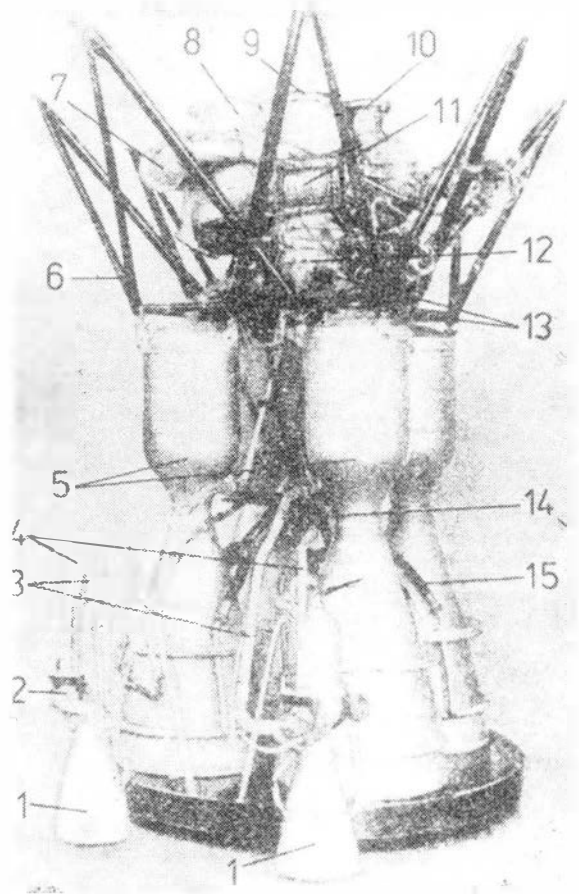
Rys. 4. Rozwój dużych silników rakietowych konstrukcji GDL-OKB w latach 1947-1957. Grubą linią zaznaczone są silniki, które przeszły pełny cykl prób i znalazły zastosowanie do napędu rakiet nośnych



umożliwiło uzyskanie właściwych charakterystyk kawitacyjnych pomp. Wszystko to przyczyniło się do uzyskania zwartych i wysokosprawnych pomp turbinowych. Np. turbopompa silnika RD-107 o 10-krotnie większej mocy niż pompa silnika RD-100 ma tylko 1,5-krotnie większą masę, a zużycie nadtlenu wodoru na 1 kW mocy jest 2,5-krotnie mniejsze.

Pierwsza radziecka rakietka kosmiczna miała konstrukcję dwustopniową. Pierwszy stopień składał się z czterech silników rakietowych RD-107, które otaczały drugi stopień napędzany silnikiem RD-108. Podczas startu wszystkie silniki były uruchamiane jednocześnie i wytwarzały ciąg ok. 400 000 daN. Na wysokości ok. 50 km po 120 s pracy odpadały silniki boczne RD-107. Prędkość rakiety wynosiła wówczas 3200 m/s. Silnik RD-108 kontynuował pracę jeszcze w ciągu 130 s, nadając rakięcie pierwszą prędkość kosmiczną. Wszystkie silniki mają zbliżone charakterystyki. Każdy silnik ma cztery komory spalania, które zasila jedna turbopompa. W ciągu 1 s turbopompa doprowadza do każdej komory silnika RD-107 prawie 52 kg tlenu i 21 kg nafty. Tlen dostarczany jest bezpośrednio do głowicy komory, natomiast nafta do kolektora na końcu komory.

Przepływając kanałami układu chłodzenia nafta podgrzewa się do temp. 210°C na wejściu do głowicy komory. Paliwo (nafta) wtryskiwane jest do komory przez 337 wtryskiwaczy, spośród których jeden umieszczony jest centralnie, pozostałe promieniowo w 10 rzędach. Wtryskiwacze rozmieszczone najbliżej ścianek tworzą w ich pobliżu warstwę paliwa, chroniącą ścianki przed przegrzaniem. W pobliżu minimalnego przekroju komory maksymalna tempe-



Rys. 5. Silnik RD-107 pierwszego stopnia rakiety nośnej Wołostok: 1 - silniczki sterujące, 2 - doprowadzenie utleniacza, 3 - przewody utleniacza dla silniczków sterujących, 4 - elementy mocujące używane w makiecie, 5 - komory spalania silnika, 6 - rama silnika, 7 - wytwornica gazu, 8 - wymiennik ciepła, 9 - wlot pompy utleniacza, 10 - wlot pompy paliwa, 11 - czujnik ciśnienia w komorze spalania, 12 - główny zawór utleniacza, 13 - główny zawór przewody utleniacza, paliwa, 14 - przewody utleniacza, paliwa, 15 - przewody paliwa

ratura ścianek ogniowych wynosi 380°C. Ciśnienie gazów w komorze osiąga  $60 \cdot 10^2$  kPa, a ich temperatura 3250°C. W przekroju wylotowym ciśnienie spada do  $0,4 \cdot 10^2$  kPa, natomiast temperatura do 1690°C. Wskutek przemiany energii prędkość gazów wzrasta do 2950 m/s, co powoduje powstanie ciągu o wartości 23 000 daN.

Turbopompa składa się z dwóch głównych i dwóch pomocniczych pomp oraz napędzającej je turbiny o mocy 3800 kW. Pompy jednostopniowe odśrodkowe, turbina - osiowa dwustopniowa. Pompy tłoczą do komory paliwo i utleniacz. Osadzone są one wspólnie z turbiną i mają taką samą jak ona prędkość obrotową - 8300 obr/min. Pompa utleniacza zapewnia natężenie przepływu tlenu wynoszące 226 kg/s pod ciśnieniem  $80 \cdot 10^2$  kPa, a pompa paliwa dostarcza 91 kg/s nafty pod ciśnieniem  $95 \cdot 10^2$  kPa. Jedna pompa pomocnicza tłoczy ciekły azot do odparowyzacza, który zabudowany jest w przewodzie wylotowym turbiny. Azot w postaci gazowej służy do nadmuchu zbiorników paliwowych rakiety. Druga pompa zasila nadtlakiem wodoru wytwornicę gazów, która wytwarza mieszanke parogazową spełniającą rolę czynnika roboczego napędzającego turbinę. Napęd turbiny turbopompy w silniku RD-107 wymaga znacznej ilości nadtlenu wodoru, ok. 1500 kg. Taka ilość nadtlenu wodoru wymagała zastosowania pompy do jego przetłaczania.

Silniki wyposażone są w wahlwie zamocowane komory sterujące zasilane paliwem z turbopompy. Komory odchylane są o kąt  $\pm 45^\circ$  za pomocą silników hydraulicznych. Silnik RD-107 ma dwie takie komory, zaś silnik RD-108 - cztery. Komory sterujące wytwarzają sześciokrotnie mniejszy ciąg w porównaniu z komorami głównymi. Stosowana w silnikach RD-107 i RD-108 mieszanka paliwowa nie jest samozapłonowa. Zapłon jej odbywa się za pomocą urządzeń pirotechnicznych montowanych w dyszy po doprowadzeniu prądu elektrycznego.

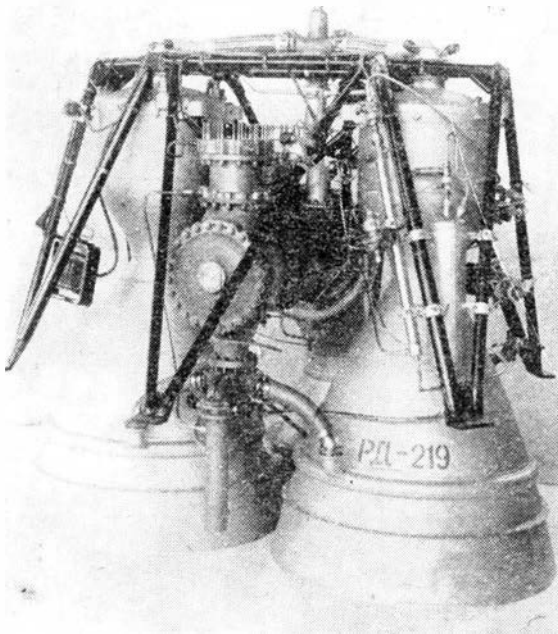
Opracowywanie silników rakietowych RD-107 i RD-108 rozpoczęło w 1954 r., a w rok później przystąpiono do prób ogniowych. Badano zarówno pojedyncze komory, jak i zespoły komór oraz całe rakiety. Na jednej rakięcie noś-



TABLICA. Niektóre dane techniczne radzieckich kosmicznych silników raketowych

Parametr	Silnik							
	RD-103	RD-107	RD-108	RD-111	RD-119	RD-214	RD-216	RD-219
Ciąg silnika przy ziemi, daN	44 000	84 000	76 000			72 100		
Ciąg silnika w próżni, daN	51 000	102 000	96 000	166 000	11 000	74 000	177 000	90 000
Utleniacz	tlen	tlen	tlen	tlen	tlen	k, a.*)	k, a.*)	k, a.*)
Paliwo	92	nafta	nafta	nafta	nd**)	nafta	nd**)	nd**)
	spirytyl etylowy							
Ciśnienie w komorze spalania, kPa.10 <sup>2</sup>		60	52	80	80	45	75	75
Masa silnika, kg	870	1155	1250					
Impuls jednostkowy w próżni, m/s		3080	3090	3110	3150	2590	2845	2875
Czas pracy silnika, s		120	300					
Lata opracowania		1954÷1957	1954÷1957		1958÷1962	1952÷1957		
Zastosowanie	rakiety geofizyczne	Wostok, Wochood, Sojuz	Wostok, Wochood, Sojuz	Kosmos, Interkosmos	Kosmos, Interkosmos	Kosmos, Interkosmos	Kosmos, Interkosmos	

\*) kwas azotowy, \*\*) niesymetryczna dwumetylohydrazyna



Rys. 6. Dwukomorowy silnik RD-219 pracujący na paliwie samozapłonowym

nej pracowało jednocześnie pięć silników raketowych, w skład których wchodziło pięć agregatów turbopompowych oraz 32 komory spalania, w tym 20 głównych i 12 pomocniczych (sterujących). Całość prób wymagała wysokiej dokładności i synchronizacji wszystkich czynności związanych z włączeniem silników, ich regulacją podczas lotu oraz czasu włączenia.

21 sierpnia 1957 r. silniki RD-107 i RD-108 wyniosły w przestrzeń kosmiczną pierwszą rakietę międzykontynentalną, a 4 października tego samego roku za pomocą tej samej rakiety na orbicie znalazł się pierwszy sztuczny satelita Ziemi. Dwustopniowa rakiet kosmiczna napędzana silnikami RD-107 i RD-108 w 1958 r. była wykorzystana do wprowadzenia na orbitę dwóch dalszych satelitów. Silniki raketowe RD-107 i RD-108 używane są do chwili obecnej.

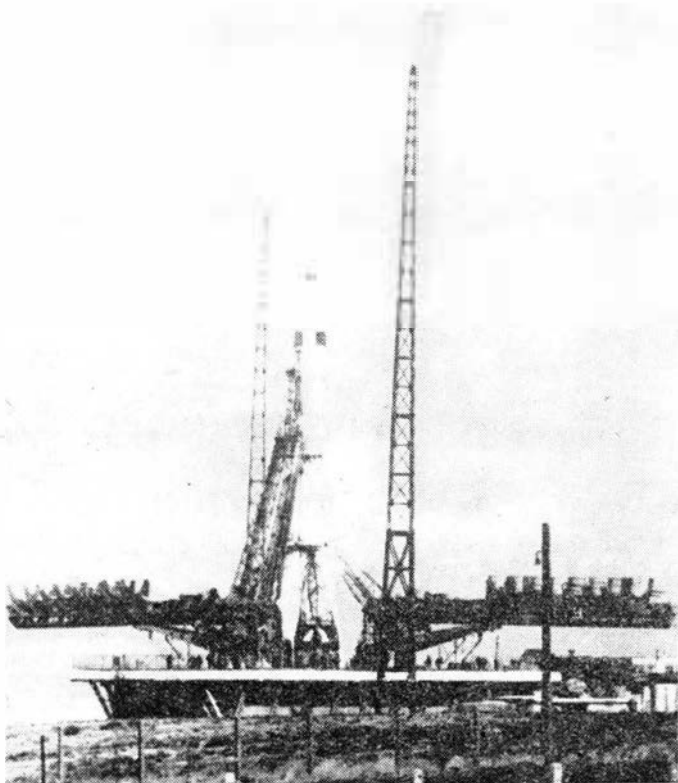
W 1958 r. biuro konstrukcyjne pod kierownictwem S. Kosberga rozpoczęło opracowywanie silników do ostatnich stopni raket nośnych. Jednokomorowy silnik o ciągu 5000 daN opracowano do trzeciego stopnia rakiety nośnej pierwszych stacji automatycznych wystrzelonych w kierunku Księżyca oraz statków Wostok. Inny silnik (czterokomorowy) o ciągu znacznie większym (30 000 daN) przeznaczony jest jako trzeci stopień raket nośnych statków kosmicznych Wochood i Sojuz.

Pierwszy z tych silników w 1961 r. został użyty jako trzeci stopień rakiety statków kosmicznych Wostok. W związku z tym ta trzystopniowa rakiet otrzymała też nazwę Wostok. Zmodyfikowana rakiet Wochood wprowadziła na orbitę także statki kosmiczne Wochood, a od 1967 r. stosowana jest również do wprowadzania na orbitę statków załogowych Sojuz i dlatego analogicznie do statku nazywana jest rakietą nośną Sojuz. Silniki i rakiet były przez cały czas modyfikowane. Czterostopniowa zmodyfikowana rakiet Wochood wprowadziła na orbitę międzyplanetarną stacje automatyczne typu Mars (1962 r.), jak również stacje Luna (z których jedna osiadła na Księżycu) oraz stacje Wenus.

Pilotowany statek kosmiczny Wostok wyposażony był w silniki konstrukcji A. Isajewa o ciągu 1600 daN i impulsie jednostkowym 2600 m/s oraz ciśnieniu spalania w komorze wynoszącym 57·10<sup>2</sup> kPa. Silnik przeznaczony był do sprowadzenia statku z orbity na tor zejścia. Biuro konstrukcyjne A. Isajewa opracowało małe silniczki korekcyjne dla stacji międzyplanetarnych Wenus, Mars, Zond oraz satelitów łącznościowych Mołnia. W silniku zastosowano ciśnieniowy układ zasilania. Jako utleniacza użyto kwasu azotowego. Rolę paliwa spełniała niesymetryczna dwumetylohydrazyna. Silnik zawieszony przegubowo rozwija ciąg 270 daN przy ciśnieniu w komorze 12·10<sup>2</sup> kPa. Impuls jednostkowy w tych warunkach wynosił 2650 m/s. W późniejszym okresie opracowano udoskonalone silniki z zasilaniem turbopompowym, niezawodnie pracujące podczas wielomiesięcznych lotów w kierunku Wenus i Marsa.

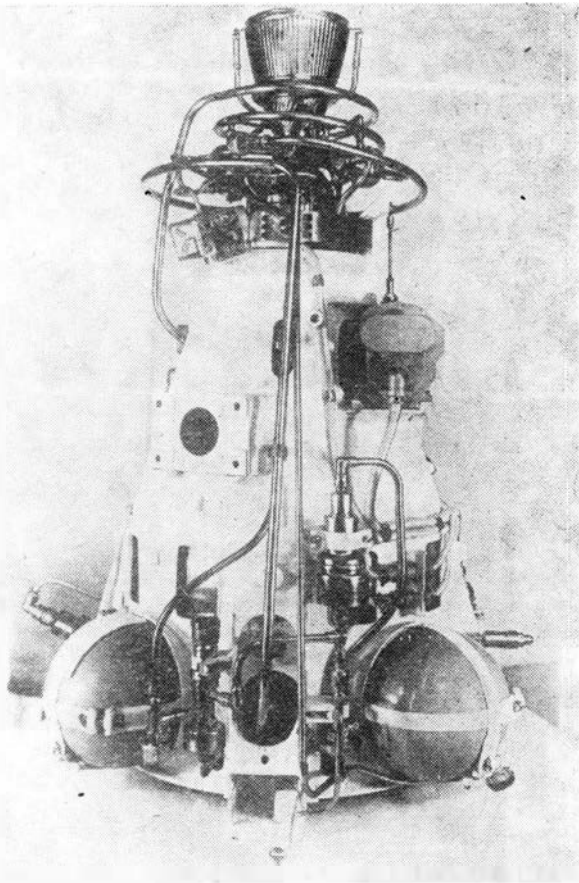
Zejście statku Sojuz z orbity na tor lądowania zapewniają dwa silniki raketowe na paliwo ciekłe (również konstrukcji A. Isajewa) o ciągu 400 daN każdy. Jednocześnie silniki te umożliwiają manewrowanie statkiem na orbicie. Oprócz tego statek wyposażony jest w 14 małych silniczków raketowych o ciągu 13 daN każdy, służących do zbliżania i cumowania statków, oraz w 8 silniczków po 1,5 daN ciągu, umożliwiających dokładną orientację statku przy połączeniu na orbicie z innym statkiem, np. jak to miało miejsce w 1975 r. podczas lotu zespołu Sojuz-Apollo.

Niektóre radzieckie stacje automatyczne typu Luna po wykonaniu badań na Księżycu powracały na Ziemię. Powracający stopień stacji wyposażono w zespół napędowy

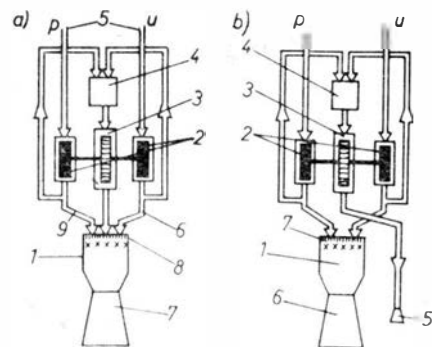


Rys. 7. Start rakiety nośnej Sojuz. Fot. APN

umożliwiający korektę toru i hamowanie stacji przed lądowaniem oraz w silnik służący do startu z powierzchni Księżyca. Zespół napędowy składał się z dwóch silników.



Rys. 8. Silnik korekcyjny o ciągu 200 daN opracowany w biurze A. Isajewa w 1963 r., stosowany m.in. na stacjach międzyplanetarnych Zond, Mars, Wenus



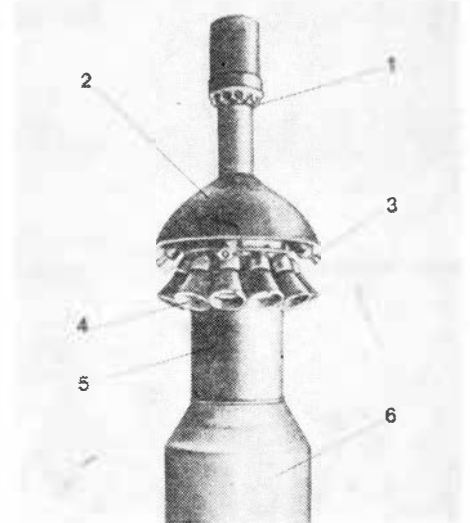
Rys. 9. Układy zasilania silników rakietowych na paliwo ciekłe: a) układ zamknięty: 1 — komora spalania, 2 — pompy paliwa i utleniacza, 3 — turbina, 4 — wytwornica gazu, 5 — przewody paliwa i utleniacza (p — paliwo, u — utleniacz), 6 — przewód doprowadzający utleniacz do komory spalania, 7 — dysza silnika, 8 — głowica komory spalania, 9 — przewód doprowadzający paliwo do komory spalania; b) układ otwarty: 1 — komora spalania, 2 — pompy paliwa i utleniacza, 3 — turbina, 4 — wytwornica gazu, 5 — dysza wytwornicy gazów, 6 — dysza silnika, 7 — głowica komory spalania

Główny silnik jednokomorowy zasilany był paliwem przez turbopompę. Jego ciąg był regulowany w zakresie 750÷1900 daN. Konstrukcja silnika umożliwia wielokrotne jego uruchomienie (do 11 razy). Silnik małego ciągu składa się z dwóch komór jednorazowego działania z ciśnieniowym układem zasilania. Ciśnienie stwarzał sprężony azot. Ciąg silnika był regulowany w granicach 190÷390 daN. Impuls jednostkowy głównego silnika wynosił 3060 m/s, pomocniczego 2470 m/s. Silnik służący do startu z Księżyca rozwijał ciąg 1900 daN i impuls jednostkowy 3130 m/s przy ciśnieniu w komorze spalania 95·10<sup>2</sup> kPa. We wszystkich silnikach zastosowano paliwo samozapłonowe.

Drugi stopień rakiety nośnej Kosmos napędzany jest silnikiem RD-119, który powstał w GDL-OKB w latach 1958÷1962. Wykonany jest głównie z tytanu. Dalsze prace nad silnikami raketowymi doprowadziły do opracowania dwukomorowego silnika RD-219 o ciągu 90 000 daN pracującego na paliwie samozapłonowym o długim okresie przechowywania. Obydwie komory zasilane są ze wspólnej turbopompy usytuowanej w pobliżu krytycznego przekroju dysz w celu zmniejszenia gabarytów silnika. W latach 1959÷1962 opracowano w GDL-OKB czterokomorowy silnik RD-111, służący do napędu pierwszego stopnia rakiety nośnej. Komory silnika zamocowane są wahliwie.

Na pierwszym stopniu rakiety nośnej laboratorium kosmicznego Proton wystrzelonym na orbitę w 1965 r. znajdowało się kilka silników jednokomorowych RD-253 pracujących na paliwie samozapłonowym. Ciśnienie gazów w komorze silnika RD-253 było prawie trzykrotnie wyższe niż w silniku RD-108. Moc sumaryczna turbopomp wszystkich silników RD-253 rakiety nośnej Proton wynosi 110 000 kW.

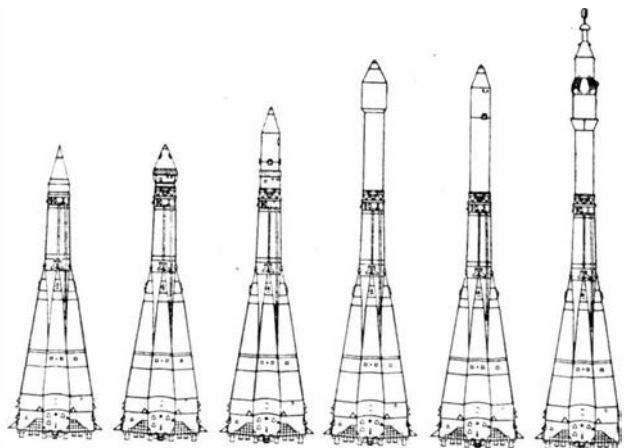
Silniki GDL-OKB są systematycznie doskonalone. W latach siedemdziesiątych do napędu pierwszego stopnia rakiet nośnych serii Kosmos i Interkosmos został użyty nowy silnik RD-216, wyposażony w cztery komory. W kwiet-



Rys. 10. Statek kosmiczny Sojuz wyposażony jest w kilka silników na paliwo stałe, stanowiących układ ratowniczy w awaryjnych sytuacjach zarówno na wyrzutni, jak i w przestrzeni kosmicznej: 1 — silnik oddzielający układ ratowniczy od statku, 2 — owiewka, 3 — dysze silnika sterującego, 4 — dysze głównego silnika, 5 — główny silnik rakietowy oddzielający statek od rakiety nośnej, 6 — osłona statku kosmicznego. Układ ratowniczy widoczny jest na rys. 7

niu 1975 r. rakieta nośna Interkosmos, której pierwszy stopień stanowił silnik RD-216, wprowadziła na orbitę okołoziemską pierwszego satelitę indyjskiego.

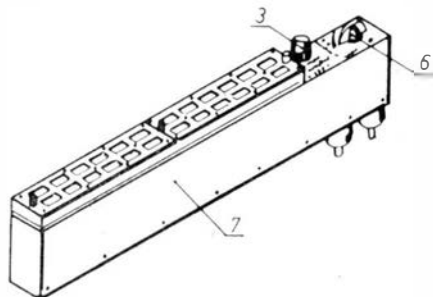
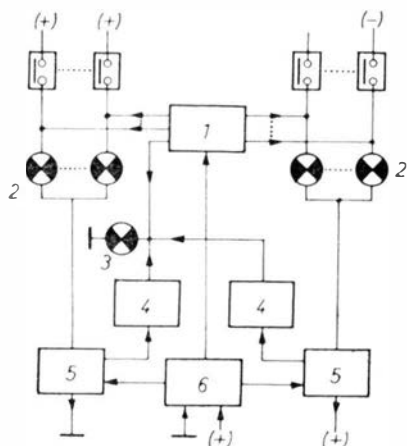
Dalszy wzrost impulsu jednostkowego wymagał podwyższenia ciśnienia w komorze spalania, które ograniczone było stratami na napęd turbopompy. Dla silników GDL-OKB o ciągach w zakresie 11 000÷177 000 daN straty impulsu wynosiły zaledwie 0,8÷1,7% przy ciśnieniach w komorze spalania 75÷90·10<sup>2</sup> kPa. Natomiast dalszy wzrost ciśnienia w komorze powodował duży wzrost strat impulsu jednostkowego. W związku z tym zastosowano nowe rozwiązanie napędu turbopompy. Polega ono na tym, że odprowadzany z turbiny turbopompy gaz dopala się w głównej komorze silnika mieszając się z nie spalonym paliwem.



Rys. 11. Rozwój radzieckich rakiet nośnych z silnikami RD-107 i RD-108. Pokazane są następujące rakiety nośne (od lewej): pierwszego sztucznego satelitę Ziemi, sondy księżycowej Łuna, statku załogowego Wostok, satelity łącznościowego Mołnia, statku załogowego Wochood oraz dużej serii statków załogowych Sojuz, latających po dzień dzisiejszy

cd. na s. 25

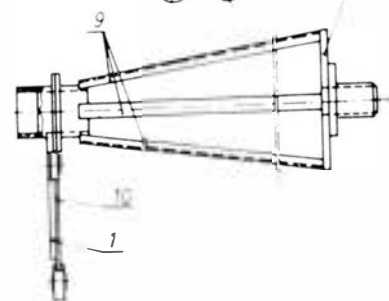
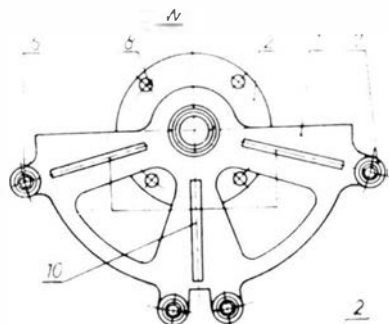
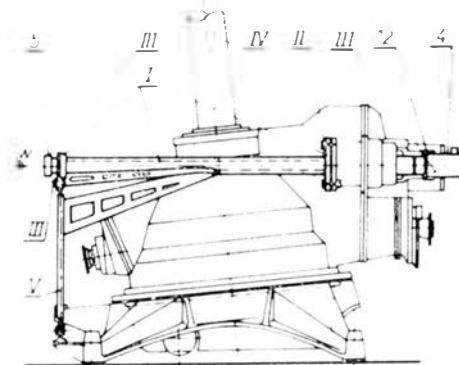
● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pt. Urządzenie oraz układ do sygnalizacji pracy obwodów instalacji pokładowej obiektu, zwłaszcza statków powietrznych (wynalazcy: E. Szkolak, J. Chodur, Z. Dulniawka). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania małogabarytowego urządzenia do sygnalizacji pracy obwodów instalacji pokładowej.



Urządzenie ma układ, który zawiera blok I kontroli sprawności żarówek lampek sygnalizacyjnych 2, połączonych z blokiem stopniowej regulacji jasności ich świecenia 5, stanowiących elektroniczny stabilizator napięcia połączony z układem samokontroli 4, sygnalizującym za pomocą lampki 3 niesprawność bloku 5 oraz konieczność włączenia przełącznika 6 w pozycję I, oznaczającą pełną jasność świecenia lampek. Układ umieszczony jest w skrzynce 7.

Skrót opisu wynalazku, chronionego sześcioma zastrzeżeniami, zamieszczony jest w BUP nr 15/1980 r., w klasie G08B, pod nr P.217206T.

● WSK PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Sposób ustawienia silnika na płatowcu samolotu/śmigłowca i przyrząd do stosowania tego sposobu (wynalazcy: H. Nowak, E. Ulanowicz, J. Kamiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie wyeliminowania konieczności manewrowania silnikiem (silnikami) oraz zapewnienia powtarzalności ustawienia, zamienności i pewności montowania.



Sposób ustawienia silnika polega na ustawieniu w miejscu przeznaczonym na silnik (silniki) lotniczy przyrządu modelu-makiety silnika, zbudowanego jako konstrukcja rurowo-kratownicowa wyposażona w urządzenia pomiarowo-kontrolne, naj-

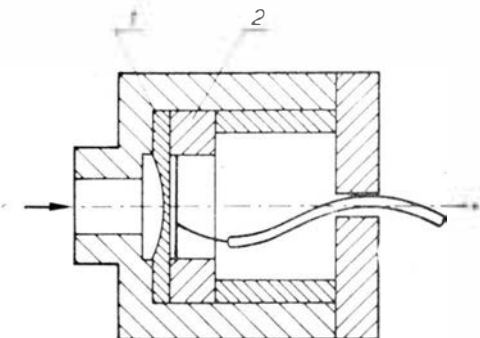
piej lunetę celowniczą, jego zmontowania w celu ustalenia długości cięgien i sprawdzenia położenia względem urządzeń samolotu/śmigłowca, zwłaszcza względem płyty nośnej, przekładni napędowej kadłuba samolotu/śmigłowca, wymontowaniu i zamontowaniu właściwego silnika (silników).

Przyrząd do stosowania tego sposobu stanowi model-makieta silnika mająca kołnierz 1, który na obwodzie albo jego części ma otwory 6, służące do przymocowania cięgien V z zamontowanymi tulejkami barytkowymi 7 i kołnierz 2, na obwodzie którego rozmieszczone są otwory 8 na śruby łączące II, wzajemnie połączone trzpieniem 3 albo prętami 9 i wzmocnione żebrami 10, oraz układ kontrolno-pomiarowy III składający się z lunety celowniczej 4 i obiektwu celowniczego 5, albo zespołu czujników 11, albo też fotokomórki, której głowicę pomiarową mocuje się w gnieździe przekładni głównej wirnika nośnego za pomocą tulei 12, pozwalającej na ustalenie i sprawdzenie położenia modelu-makiety silnika I względem przekładni głównej wirnika IV i kadłuba samolotu/śmigłowca, zgodnie z warunkami technicznymi.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 15/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.207841.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Tensometryczny czujnik ciśnienia z membraną płaską (twórca A. Pęski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia czułości czujnika.

Płaska membrana 1, mająca na obrzeżu



pierścieni usztywniający 2, charakteryzuje się tym, że jej grubość w środku jest mniejsza niż na obwodzie.

Skrót opisu wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 13/1980, w klasie G 01 L, pod nr P.211013.

cd. ze s. 24

W ten sposób straty związane z napędem turbopompy praktycznie zostały zlikwidowane. W silnikach pracujących wg takiego układu wymieszanie paliwa i utleniacza na wejściu do komory odbywa się wg schematu gaz-ciecz w porównaniu z klasycznymi silnikami, w których obowiązuje inny schemat ciecz-ciecz. Dopalenie gazów z wytwornicy umożliwia uzyskanie wysokich parametrów silnika. Jednym z takich przykładów jest doświadczalny silnik RD-301, w którym jako utleniacza użyto amoniaku. W tym silniku uzyskano impuls jednostkowy 3925 m/s przy ciśnieniu w komorze spalania  $120 \cdot 10^2$  kPa i temp.  $4400^\circ\text{C}$ .

Obecnie silniki z dopalaniem gazu przy wysokim ciśnieniu w głównej komorze używane są do napędu różnych rakiet. Wyróżniają się one zwartą konstrukcją i wysokimi parametrami energetycznymi.

Silniki rakietowe na paliwo stałe w radzieckich badaniach kosmicznych nie znalazły na razie szerokiego zastosowania\*). Przewidziane są głównie do odstrzeliwania awaryjnego statków załogowych Sojuz na wyrzutni w przy-

\*) Nie stosuje się również silników na ciekły wodór (przyp. redakcji).

padku zaistnienia okoliczności grożących kosmonautom oraz są używane w układach lądowania. Np. statki Sojuz wyposażone są w dwa silniki rakietowe zapewniające miękkie lądowanie z prędkością nie przekraczającą 2-3 m/s. Statek dysponuje dwoma tego rodzaju silnikami: zasadniczym i rezerwowym. Silnik włącza się w pobliżu Ziemi.

## LITERATURA

1. W. P. GŁUSZKO: Rozwój raketostrojenia i kosmonawtyki w SSSR. Izdatelstwo Maszinstrojienije, Moskwa, 1981.
2. W. P. GŁUSZKO: Raketnyje dwigateli GDL-OKB. Izdatelstwo Agienstwa Pieczati Nowosti, 1975.
3. J. GRZEGORZEWSKI: Radzieckie napędy kosmiczne. *Astronautyka*, nr 6, 1977.
4. W. I. FIEDOSJEW: Osnovy tiechniki raketnogo polota. Nauka, Moskwa, 1979.
5. Kosmonawtika. Mała encyklopedia pod red. W. P. Głuszko. Izdatelstwo Sowietskaja encyklopedija, Moskwa, 1970.
6. K. W. MOROZOW: Rakiety-nositeli kosmiczeskich aparatow. Maszinstrojienije, Moskwa, 1975.
7. W. I. PRISZCZEPA: Iz istorii sozdanija pierwych kosmiczeskich raketnych dwigatielej (1947-1957): w książce pt. Issledowanija po istorii i teoriji razwitija awiacionnoj i raketno-kosmiczeskoj nauki i tiechniki. Izdatelstwo Nauka, Moskwa, 1981.
8. B. W. RAUSZENBACH: Dwadcat let kosmiczeskoj ery. *Wiestnik Akademii Nauk SSSR*, 10, 1977.

# Agrolotnicze opryski ultraniskoobjętościowe (ULV)

Dr inż. BOHDAN LESIECKI

Wzrastające obecnie w rolnictwie zapotrzebowanie na wysokowydajną maszynę rolniczą spowodowało znaczny rozwój lotnictwa rolniczego. W wielu krajach można ostatnio odnotować systematyczny wzrost liczby rolniczych aparatów latających. Zwiększają się również powierzchniowo, na których stosowane są zabiegi agrolotnicze. Dotyczy to szczególnie krajów naszego obozu, a przede wszystkim Polski, jak również państw rozwijających się, gdzie na szeroką skalę prowadzone są usługi agrolotnicze. W realizacji tych usług jest poważnie zaangażowane polskie przedsiębiorstwo specjalistyczne — Zakład Usług Agrolotniczych. Pociąga to za sobą konieczność rozwoju aparatury agrolotniczej.

W połowie lat pięćdziesiątych osiągnięcia w produkcji środków chemicznych umożliwiły stosowanie bardzo małych dawek na jednostkę powierzchni. Były to preparaty fosforoorganiczne na podłożu olejowym (zapewniającym znikomą odparowalność), nie wymagające rozcieńczenia wodą. Nadawały się one do oprysków o strukturze średnich kropeł w zakresie 50÷150 μm. Dla oprysków agrolotniczych o takich średnich średnicach kropeł oraz wąskim spektrem kropeł Sayer wprowadził nazwę oprysków ULV<sup>1)</sup>, zaś system ten wykorzystał do zwalczania szarańczy w Etiopii [5]. Badacz ten stwierdził dużą przydatność stosowania oprysków ULV przy użyciu samolotu, ze względu na zredukowaną objętość masy [9]. Przy jednym ładunku zbiornika można bowiem obrabiać bardzo duże powierzchnie rzędu 100÷200 ha. Dzięki temu układy urządzeń do oprysków ULV nie wymagają stosowania dużych samolotów, przy stosunkowo niewielkim ładunku przeznaczonym na znaczny obszar powierzchni.

Sayer [9] zwraca uwagę, że warunkiem skuteczności w opryskach ULV jest wąskie spektrum kropeł. Przedstawia on trzy rodzaje urządzeń do takich oprysków:

- standardowe rozpylacze z ustawieniem wylotu dyszy w stronę kierunku lotu,
- rozpylacze z wentylatorami napędzanymi ruchem powietrza,
- atomizery — urządzenia działające na zasadzie wirujących tarcz. znajdujących się wewnątrz bębnow wykonanych z siatki drucianej.

Na najlepsze efekty uzyskuje się przy zastosowaniu atomizerów (rys.), które odznaczają się korzystnymi parametrami pracy, jak np. mała średnia średnica kropeł przy wąskim zakresie spektrum kropeł. Potwierdza to Sayer i inni badacze [3, 7, 8, 9]. Prace nad udoskonaleniem konstrukcji atomizerów opierały się na teorii. Proces wytwarzania kropeł na wirującej tarczy opisuje wzór Waltona i Prewetta [3]:

$$\delta = \frac{3,8}{\omega} \sqrt{\frac{\gamma}{D\rho}}$$

gdzie  $\delta$  — średnica kropli,  $D$  — średnica tarczy,  $\rho$  — gęstość cieczy,  $\gamma$  — napięcie powierzchniowe cieczy,  $\omega$  — prędkość obwodowa wirującej tarczy.

E. J. Bals eksperymentował tworzenie się kropeł przy rejestracji zjawisk kamerą filmową [3]. Do doświadczeń stosował tarcze o stałej średnicy. Rozpatrywał przy tym różne długości obwodu, uzyskane przez nacięcia na płaszczyźnie tarczy przy obrzeżu. Stosunek zwiększonego w ten sposób obwodu w odniesieniu do obwodu płaskiej tarczy Bals nazwał „wzdłużnym współczynnikiem obwodu”. Na tej podstawie stwierdził, że wzrost wzdłużnego współczynnika obwodu wpływa na zmniejszenie średnicy wytwarzanych kropeł. Czynniki ten nie został uwzględniony we wzorze Waltona i Prewetta.

Konstrukcje atomizerów zostały dopracowane w tym właśnie kierunku. Ustalono optymalne ciśnienie dopływu cieczy oraz wprowadzono dysze regulujące wielkość strumienia dopływającego. Określono również optymalne obroty wirujących tarcz, zaopatrując je w wieniec z naciętymi ząbkami, zwiększającą wzdłużny współczynnik obwodu.

Biorąc pod uwagę czynniki przy aplikacji ciekłych preparatów chemicznych. Amsden [2] proponuje następującą regulację wielkości kropeł uzyskiwanych z aparatury agrolotniczej, w tym również z atomizerów:

— duża wysokość roślin — krople drobne przy ustalonym maksymalnym ciśnieniu, zaś wytwornice kropeł zwrócone w kierunku lotu, zwiększa to bowiem rozdrobnienie kropeł,

— konieczność osadzenia cieczy tylko na częściach wierzchołkowych roślin — należy przyjmować mniejsze ciśnienie, zaś wytwornice kropeł ustawiać prostopadle do kierunku lotu,

— aplikowanie herbicydów, gdzie pożądany jest oprysk grubokroplisty — ustawienie wytwornic kropeł przeciwnie do kierunku lotu przy możliwie najmniejszym ciśnieniu roboczym.

Wpływ ustawienia wytwornicy kropeł w stosunku do kierunku ruchu aparatu latającego na wielkość kropeł potwierdzają Coutts i Yates [6]. Używając jako ciecz modelową wodę z zawartością 2,8% oleju wraz z rozpuszczonym środkiem fluoryzującym, wykonali oni doświadczenie na stoisku badawczym z dyszami ustawionymi w czterech położeniach w stosunku do strumienia powietrza i uzyskali wyniki przedstawione w tabl. 1, z której wynika, że zmieniając położenie dyszy z przedniego na tylne otrzymuje się prawie dwa razy większe średnice kropeł.

Przedstawiciel Instytutu Badawczego Pestycydów Tropikalnych w Tanzanii Lee [7] przeprowadził doświadczenia na plantacjach fasoli i bawełny z zastosowaniem preparatów oleistych oraz koncentratów emulsyjnych. Preparaty oleiste rozprzestrzeniano techniką ULV przy zastosowaniu atomizerów, uzyskując dla spektrum kropeł VMD<sup>2)</sup> w zakresie 90÷150 μm. Natomiast do oprysków przy koncentratów emulsyjnych wykorzystano układy rozpylaczy zamontowanych w rurze podskrzydłowej i uzyskano VMD = 300 μm.

Doświadczenie wykazało, że dla preparatów oleistych uzyskano 2÷3 razy większe pokrycie, wyrażone w ilościach kropeł na 1 cm<sup>2</sup>, niż dla koncentratów emulsyjnych. Należy przy tym zwrócić uwagę, że dawka preparatów oleistych wynosiła 5,6 dm<sup>3</sup>/ha, zaś koncentratów emulsyjnych — 23,9 dm<sup>3</sup>/ha. Lee stwierdził również proporcjonalną ilość kropeł w każdym przedziale spektrum dla obu preparatów na różnych wysokościach roślin. Dla preparatów oleistych większe przenikanie w głąb roślin wykazuje oprysk dla wielkości VMD = 90 μm w porównaniu z wielkością VMD = 150 μm. Dla wszystkich badanych przypadków pokrycie dolnej strony ilości wynosiło 7% pokrycia na zewnętrznej stronie. Taka relacja jest charakterystyczna dla zabiegów stosowanych przy użyciu samolotu. Zupełnie inne rezultaty uzyskuje się przy zastosowaniu śmigłowców, gdzie strumień zaśmigłowy skierowany jest pod niewielkim kątem do kierunku pionowego. Dzięki temu wtłacza on rozprzestrzoną masę w głąb łanu przemieszczając przy tym wszystkie nadziemne części roślin. W takich warunkach istnieje możliwość prawie jednakowego pokrycia liści zarówno z jednej, jak i z drugiej strony.

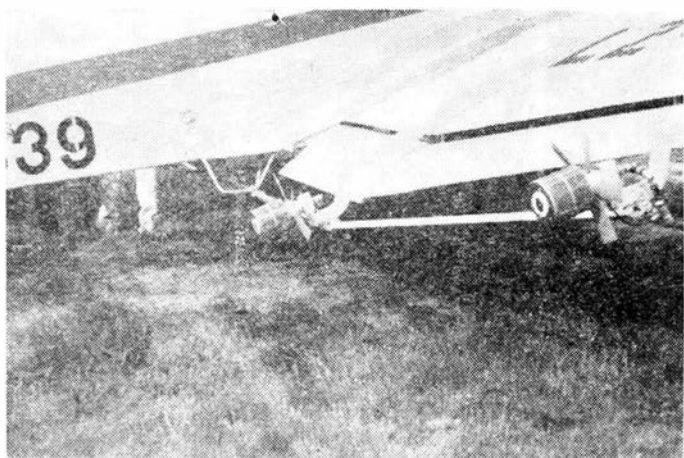
TABLICA 1. Wpływ ustawienia dyszy na średnice kropeł

Ustawienie dyszy w stosunku do strumienia powietrza	Średnica kropeł VMD, μm
Zgodnie	450
Pod kątem 45°	350
Prostopadle	280
Przeciwnie	235

Opryski ULV były początkowo szeroko stosowane w krajach afrykańskich przy zwalczaniu owadów przenoszących choroby zakaźne, jak muchy tse-tse oraz moskity [5]. Przy tych zabiegach istniała możliwość działania na dużych obszarach, gdzie ochrona środowiska nie stanowiła jeszcze problemu. Uzyskiwane dobre efekty ekonomiczne przy przejściu z opryskami ULV na ochronę roślin [7] pociągnęły za sobą konieczność zwrócenia uwagi na zjawiska drobnych frakcji kropeł oraz porównania tego znoszenia ze znośzeniem przy dotychczas stosowanych systemach.

<sup>1)</sup> ULV — ultra-low-volume (ultraniskoobjętościowe).

<sup>2)</sup> VMD — volume mediandiametr — średnia średnica objętościowa.



Rys. Dwa atomizery zamontowane na samolocie Z-37

Lee, Coutts i Parker [8] przeprowadzili badania zmodyfikowanego atomizera Micronair, dotyczące spektrum kropeł w różnych odległościach od osi lotu. Do tego celu wykorzystali kaskadowe osadzalniki (cascade impactors) z aspiratorami napędzanymi CO<sub>2</sub>, mające cztery płytki osadcze, nad którymi przepływa powietrze unoszące krople. Badacze ci stwierdzili, że w pasie opadającej smugi na szerokości ok. 90 m nad osią lotu zakres wielkości VMD wahał się w granicach 37–43 μm. W odległości ok. 366 m od osi lotu w kierunku wiatru na kaskadowych osadzalnikach stwierdzono następujące rodzaje kropeł:

- na płytkach osadczych 1° VMD w zakresie 24÷30 μm,
- na płytkach osadczych 2° VMD w zakresie 8÷11 μm.

Pomiary wykazały również wąskie pasmo spektrum, charakterystyczne dla pracy atomizerów.

Aby rozpatrzyć przydatność tak małych kropeł do ochrony roślin, warto przedstawić wyniki pracy wykonanej w Stanach Zjednoczonych [4] nad porównaniem wydajności insektycydów przygotowanych do oprysków ULV oraz koncentratów emulgujących. Do oprysków ULV stosowano podłoże olejowe, zaś do drugiego preparatu — wodne. Preparaty do oprysków ULV stosowano w dawkach 1,4÷5,6 dm<sup>3</sup>/ha, zaś koncentraty emulgujące w dawce 16,8 dm<sup>3</sup>/ha. Przy obu preparatach stosowano dwa rodzaje wysokości: ok. 1,5 m i ok. 6 m. Przy tych doświadczeniach stwierdzono na szerokości ok. 30 m pod lecącym samolotem większą retencję na roślinach obu preparatów przy wysokości 1,5 m niż przy wysokości 6 m. Przy wysokości lotu 1,5 m dla zabiegów ULV uzyskano znacznie większą koncentrację kropeł w odległości od osi lotu 3÷90 m w porównaniu z koncentratami emulgującymi. Natomiast na odległościach 90÷366 m nie stwierdzono różnic w koncentracji dla obu preparatów. Stwierdzono, że przy zwiększaniu średnic kropeł przy zabiegach ULV wzrastał procent retencji na liściach, natomiast malała liczba kropeł na powierzchni gleby. W wyniku omawianych badań stwierdzono optymalne spektrum w ochronie roślin w zakresie 100÷150 μm. Wielu badaczy uważa [4], że dalsze zwiększenie średnic kropeł może powodować znaczne obniżenie gęstości pokrycia, zaś krople o średnicy mniejszej od 100 μm są łatwo poddawane znoszeniu.

Nie odnotowano nigdzie skutecznego sposobu na całkowitą eliminację przy opryskach rolniczych kropeł małych. Potwierdzają to Akesson, Yates, Coutts i Burgoyne [1, 6] stwierdzając, że można jedynie obniżyć ich ilość. Twierdzą oni jednocześnie, że przy opryskach grubokroplistych istnieje problem nie tylko obniżenia gęstości pokrycia, ale również fitotoksyczności. Badacze ci przeprowadzili wiele doświadczeń [6] zmierzających do określenia niektórych czynników oddziałujących na znoszenie kropeł przy opryskach agrolotniczych. Brali przy tym pod uwagę:

- inwersję temperatury,
- zawartość aktywnego składnika w dawce,
- wielkość powierzchni poddawanej zabiegowi.

Inwersję określono na podstawie gradientu temperatury mierzonej na wysokości 10 i 3 m. Różnicę temperatur na podanych wyżej wysokościach w zakresie 0,5÷0 K określono jako pionowy normalny gradient temperatury. Różnicę większą od 0 K przyjmowano jako stan inwersyjny, ze względu na brak pionowej dyfuzji, w takich warunkach rozprzestrzenianie w powietrzu preparatu. Stan inwersji ułatwia znoszenie zawieszonych w powietrzu kropeł.

Badania przeprowadzono przy prędkości wiatru 1÷2,5 m/s, przy kierunku lotu prostopadłym do kierunku wiatru. Porównano znoszenie preparatów po stronie nawietrznej w warunkach inwersji określonej gradientem temperatury w zakresie 1÷2,5 K oraz w warunkach pionowego normalnego gradientu temperatury. W odległości 30 m od osi lotu nie stwierdzono istotnych różnic w wielkości znoszenia na podłoże. Natomiast przy odległościach 300 i 600 m odnotowano 10-krotnie większe znoszenie w warunkach inwersji. Ponadto stwierdzono, że wielkość znoszenia aktywnego składnika, w tych samych warunkach meteorologicznych, w każdej odległości od osi lotu jest proporcjonalna do jego zawartości w dawce. Współczynnik proporcjonalności jest przy tym stały. Odnotowano również, że przy stałej dawce na jednostkę powierzchni, wielkość znoszenia rośnie wraz ze wzrostem powierzchni. Wpływ wielkości tych powierzchni na znoszenie zwiększa się wraz ze wzrostem odległości (tabl. 2).

TABLICA 2. Wpływ wielkości znoszenia na podłożu. Wielkość masy w ppr

Wielkość powierzchni, ha			Odległość, od osi lotu, m
16	32	74	
0,300	0,380	0,460	120
0,100	0,144	0,198	300
0,032	0,046	0,094	600

Od pewnego czasu obserwuje się szerokie stosowanie atomizerów. Używane dotąd powszechnie układy aparatury do oprysków, których elementem roboczym jest belka opryskująca zaopatrzona w kilkadziesiąt rozpylaczy, w wielu krajach zastępowana jest układem atomizerów. Aparatura opryskująca ma wówczas 2÷3 atomizery na każdym skrzydle. Układ taki, oprócz przedstawionych wcześniej zalet, cechuje łatwość obsługi. Czyszczenie i przemywanie urządzeń w czasie eksploatacji sprowadza się bowiem do manipulacji tylko przy czterech lub sześciu urządzeniach. Problem stanowi jedynie wytwarzanie pewnej ilości kropeł o małej średnicy, poniżej 100 μm, które ulegają znoszeniu i mogą służyć środowisku. Z drugiej jednak strony do dalszego rozwoju zachęcają efekty ekonomiczne zarówno eksploatacji samolotów, jak też kosztów preparatu. Wynika to bowiem ze znacznego ograniczenia liczby dolotów na lądowisko w celu załadunku środków chemicznych, jak również z możliwości stosowania tych środków w małych dawkach.

Należy oczekiwać, że w niedługim czasie atomizer będzie stosowany powszechnie również w polskim lotnictwie rolniczym. Wydaje się również, że istnieją wszelkie przesłanki, aby podjąć produkcję atomizerów w Polsce, tym bardziej, że nasz kraj jest obecnie potęgą w budowie rolniczych aparatów latających. Nie powinno się jednak bagatelizować możliwości zanieczyszczenia środowiska naturalnego. Do czasu opanowania rozwiązań konstrukcyjnych atomizera, które pozwolą na uzyskiwanie wąskiego spektrum w zakresie 100÷150 μm i jednocześnie wyeliminują możliwość wytwarzania dużej liczby kropeł poniżej 100 μm, należy stosować środki chemiczne o selektywnych właściwościach toksycznych oraz pozbawionych zdolności kumulacyjnych w żywych organizmach.

#### LITERATURA

1. N. B. AKESSON, W. E. YATES, H. H. COUTTS, W. E. BURGOYNE: Agricultural chemical drift residues resulting from aircraft applications. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1964.
2. R. C. AMSDEN: The assesment of aerial spray deposits. *Agricultural Aviation*, nr 4, 1962.
3. E. J. BALS: Rotary atomisation. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1970.
4. J. R. BRAZZEL, W. W. WATSON, J. S. HURCH, M. H. ADAIR: The relation efficiency of aerial application of ultra-low-volume and emulsifiable concentrate formulations of insecticides. *Journal of Economic Entomology*, nr 2, 1968.
5. W. E. BURGOYNE, N. B. AKESSON: The aircrafts a table in larg-scale vector control programmes. *Agricultural Aviation*, nr 1, 1971.
6. H. H. COUTTS, W. E. YATES: Analysis of spray droplet distributions from agricultural aircraft. *Transactions of the American Society of Agricultural Engineers*, nr 1, 1968.
7. C. W. LEE, H. H. COUTTS, J. D. PARKER: Modification to „Micronair” equipment and assesment for fine aerosol emission in tsetse flycontrol. *Agricultural Aviation*, nr 1, 1969.
8. C. W. LEE: Aerial applications of insecticides concentrates droplet distribution in leed beans and cotton. *Agricultural Aviation*, nr 2, 1966.
9. H. J. SAYER: Ultra-low-volume spraying systems composition and assesment. *Agricultural Aviation*, nr 3, 1969.

## Nowa definicja klasy klubowej szybowców

Dotychczas do klasy klubowej były zaliczane szybowce klasy standard (rozpiętość 15 m), które miały stałe podwozie oraz nie miały klap i balastu wodnego. W lutym 1982 r. zachodniemiecki aeroklub DAeC zatwierdził, obowiązuje w tym kraju od 15.3.1982 r. do 31.12.1990 r., nowe przepisy dla szybowców klasy klub. Ponieważ głównym producentem szybowców klubowych w świecie jest RFN, należy przypuszczać, iż przepisy te zostaną przyjęte również w innych krajach oraz zaakceptowane przez OSTIV. Zresztą nie najważniejszy jest zakres ich stosowania, lecz sama próba szczegółowego ustalenia wymagań. Ze względu na przygotowania do produkcji szybowca tej klasy w naszych zakładach szybowcowych oraz na możliwość udziału w zawodach szybowców klasy klub warto zapoznać się z tymi wymaganiami. Podlegają im typy szybowców oblatane po 15.3.1982 r.

1. Wymagania dotychczasowe:
  - 1.1. Stałe podwozie;
  - 1.2. Bez balastu wodnego;
  - 1.3. Bez klap wporowych.
2. Dalsze wymagania dla nowych konstrukcji:
  - 2.1. Rozpiętość: 15 m;
  - 2.2. Masa użyteczna: >110 kg;
  - 2.3. Masa własna: <235 kg;
  - 2.4. Prędkość minimalna <70 km/h przy masie w locie = masie własnej

+ 110 kg masy użytecznej. Pomiaru prędkości musi dokonać upoważniona instytucja kontrolna;

- 2.5. Doskonałość z otwartymi hamulcami aerodynamicznymi przy 90 km/h: >1:6 (czyli <6);
- 2.6. Sterowność poprzeczna: <4 s, 45°/45° przy 90 km/h;
- 2.7. Usterzenie wysokości: z tłumieniem wahań i z automatycznym łącznikiem napędu;
- 2.8. Podwozie: koło amortyzowane min. 4" (nieamortyzowane min. 5") z hamulcem;
- 2.9. Osłona kabiny: niedzielona, na zawiasach;
- 2.10. Pedaly: przestawialne w locie;
- 2.11. Oparcie pleców: regulowane na ziemi;
- 2.12. Mocowanie fotoaparatu: po obu stronach kabiny otwory gwintowane do zamocowania uchwytu na aparat;
- 2.13. Miejsce na barograf: w bagażniku;
- 2.14. Balast wyważający: bezpiecznie mocowany, łatwo dostępny;
- 2.15. Zaczep do holu: przedni i dolny, umieszczony w płaszczyźnie symetrii kadłuba.
3. Wskazania, których spełnienie jest pożądane w nowych konstrukcjach:
  - 3.1. Układ płata: grzbietopłat lub wysoki średniopłat;
  - 3.2. Wielkość pilota: 1,60 do 2,00 m;
  - 3.3. Pozycja pilota: nie leżąca;

3.4. Umieszczenie przyrządów pokładowych: zapewniające dobre posługiwanie się nimi w locie, o łatwym dostępie na ziemi;

3.5. Widoczność z kabiny: przeciętnie dobra;

3.6. Wentylacja: przy każdej pogodzie powinna być bez przeciągów i wystarczająca bez potrzeby dodatkowego okienka;

3.7. Połączenia sterów i hamulców aerodynamicznych: automatyczne.

W okresie przejściowym do 1986 r. w zawodach mogą brać udział szybowce spełniające tylko wymagania rozdz. 1, później tylko spełniające wymagania rozdz. 1 i 2. W okresie przejściowym dla szybowców stających do zawodów, przy ładunku 110 kg będzie obliczany współczynnik handicapowy wg zasady:

obciążenie powierzchni: współczynnik:

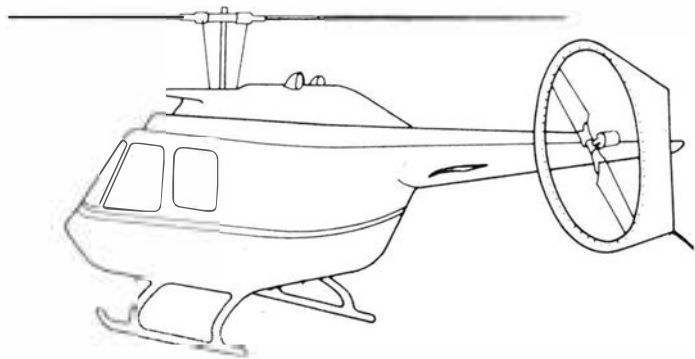
<25 kg/m <sup>2</sup>	+6,5%
<27 kg/m <sup>2</sup>	+5,5%
<29 kg/m <sup>2</sup>	+3,0%
<31 kg/m <sup>2</sup>	0%
>31 kg/m <sup>2</sup>	-3,0%

Dla szybowców spełniających wymagania rozdz. 1 i 2 nie będzie liczony współczynnik ujemny, gdy obciążenie powierzchni będzie większe niż 31 kg/m<sup>2</sup>.

Opracował A. Glass

## Nowy wirnik ogonowy

Firma Bell Helicopter Textron przeprowadza próby nowego śmigła ogonowego przeznaczonego do klasycznego śmigłowca jednowirnikowego. Nowe rozwiązanie nazwano „Ring Fin”, co można przetłumaczyć jako statecznik pier-



sieniowy. Nowe śmigło jest pośrednie między stosowanym w niektórych śmigłowcach francuskich fenestronem (wentylatorem umieszczonym w „okienku” dość grubego statecznika pionowego) a zwykłym wirnikiem ogonowym. W rozwiązaniu tym, w płaszczyźnie wirowania klasycznego śmigła ogonowego umieszczono płaską płytę z otworem.

Nowe rozwiązanie zastosowano w specjalnie przystosowanym do tych prób śmigłowcu Bell 206B (Jet Ranger). W zastosowanym w nim wirniku ogonowym użyto dotychczasowe śmigło i przekładnię zmniejszając jedynie długość łopat. Zmalała przez to prędkość obwodowa końców łopat. Jest to główna przyczyna zmniejszenia hałaśliwości tej konstrukcji. Próby w locie wykazały obniżenie poziomu hałasu o 6 dBA w stosunku do seryjnego śmigłowca Jet Ranger.

Cyrkulacja powietrza wokół płyty statecznika powoduje powstanie dodatkowego ciągu zgodnego z kierunkiem cią-

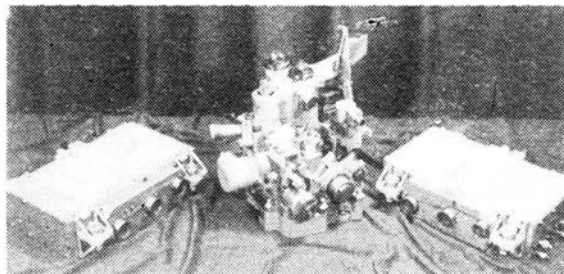
gu śmigła ogonowego. Stwierdzono wzrost ciągu o 30÷50%. Ponadto zastosowanie tej płyty znacznie zmniejszyło niekorzystne oddziaływanie aerodynamiczne między wirnikiem nośnym a ogonowym w locie bocznym śmigłowca. Poprawiło to precyzję sterowania i umożliwiło osiągnięcie w czasie lotów próbnych prędkości lotu w bok 80 km/h i prędkości lotu do tyłu 75 km/h. Ponadto nowe rozwiązanie wirnika ogonowego znacznie poprawia bezpieczeństwo obsługi naziemnej.

JMR

## Cyfrowy układ sterowania silnikiem

Firma Bendix Energy Controls Division z Indiany opracowała elektroniczny cyfrowy układ sterowania silnikiem Model EH-L2, który ma spełnić rosnące wymagania odnośnie do dokładności działania układów paliwowo-regulacyjnych silników samolotów pasażerskich, zapewniając zmniejszenie zużycia paliwa.

Równocześnie firma wprowadza na rynek zminiaturyzowany układ kontrolno-diagnostyczny dla najnowszych silników turbinowych, które wymagają bardzo starannej ob-



sługi. Dokonuje on pomiarów m.in. temperatur i ciśnień czynnika, prędkości obrotowych oraz geometrii zmiennych elementów silnika.

W.K.

## Mało znane polskie projekty konstrukcji lotniczych (od 1945 r.)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Projekty nie zrealizowane to temat skomplikowany. Na wstępie trzeba odpowiedzieć sobie na pytanie, co to jest projekt, czyli jakie mogą być jego rodzaje.

Najbardziej mglistą formą projektu jest **propozycja**. Np. władze przemysłu chcą mieć w wieloletnim planie perspektywicznym wymienione ewentualne typy samolotów do za-

projektowania i produkcji. Konstruktor lub kierownik biura konstrukcyjnego w takiej sytuacji sypie często propozycje z rękawa, wymyślając przeznaczenie, oznaczenia i nazwy przyszłych samolotów, proponowany zespół napędowy, liczbę załogi i miejsc pasażerskich, a nawet masy i główne osiągi, które są wielkościami średnimi ze statystyki z uwzględnieniem postępu technicznego. Np. w ten sposób na początku lat sześćdziesiątych sporządzono u nas wykaz typów na lata siedemdziesiąte i osiemdziesiąte. Były tam samoloty oznaczone PZL-120, PZL-130 itd., m.in. z silnikami Wankla. Nikt nie liczył się z tym, że kiedykolwiek będą zaprojektowane. Takie propozycje nie mogą być traktowane jako projekty, gdyż można je tworzyć na tuziny w krótkim czasie.

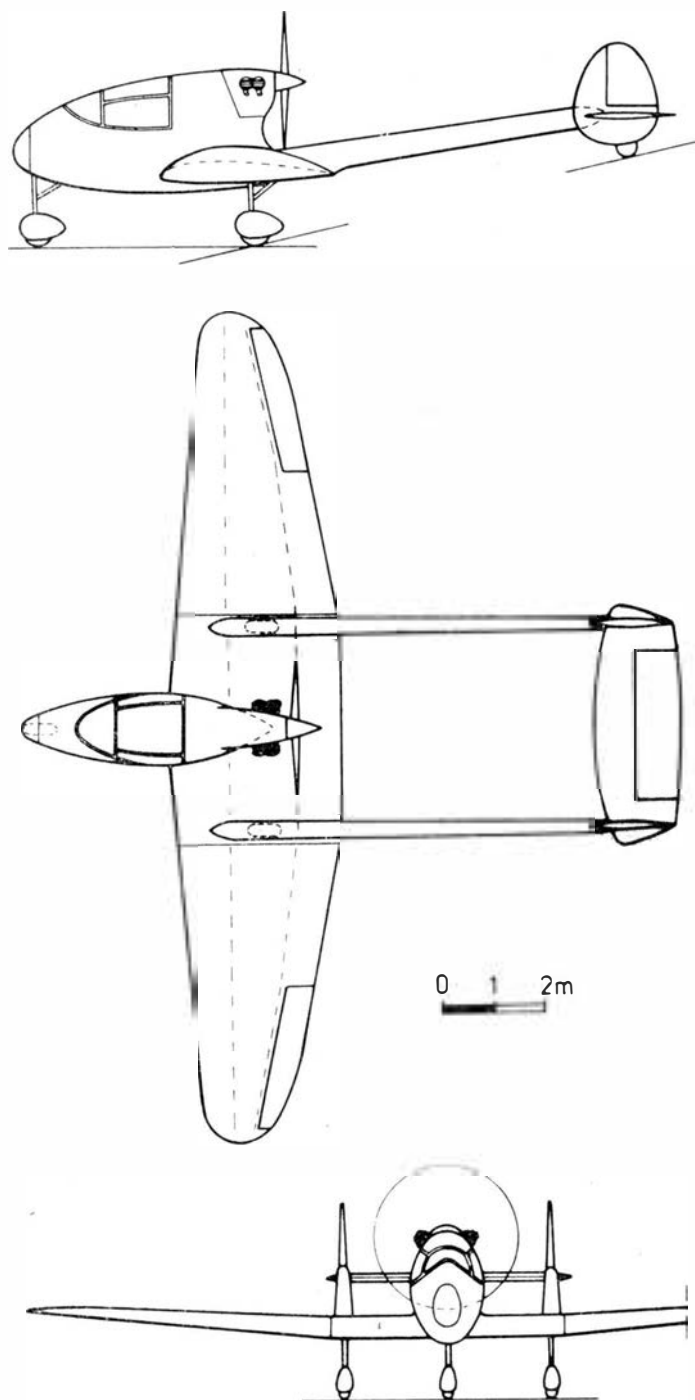
Bardziej zaawansowane są **projekty szkicowe**. Są to zazwyczaj pomysły konstruktorów, wyrażone w postaci rysunków w trzech rzutach, będących rozwinięciem istniejących konstrukcji lub nowych pomysłów. Podane wymiary, masy i osiągi często są szacunkowe (na podstawie statystyki i doświadczenia), poparte bardzo uproszczonym rachunkiem. Projekty szkicowe są punktem wyjścia do projektu wstępnego. Projekty szkicowe są często przedstawiane przyszłym użytkownikom w postaci opisu ofertowego. Np. w 1959/60 r. biuro konstrukcyjne S. Lassoty w WSK-Okęcie wykonało projekty szkicowe motoszybowca, samolotu wielozadaniowego i dwusilnikowej latającej furgonetki — przedstawione w APRL, a w 1965 r. biuro konstrukcyjne WSK-Okęcie kierowane przez T. Sołtyka przygotowało 11 projektów szkicowych opracowanych przez A. Frydrychewicza samolotu szkolno-treningowego dla APRL, napędzanego silnikiem WN-6. Projekt szkicowy pokazuje kształty i osiągi samolotu, lecz częstokroć jego konstrukcja nie jest przeanalizowana.

Dopiero **projekt koncepcyjny**, czyli uproszczony projekt wstępny, zawiera koncepcję konstrukcyjną samolotu. Musi być wówczas wykazany nie tylko rodzaj konstrukcji (spawana, półskorupowa), lecz także rozmieszczenie głównych elementów wytrzymałościowych, punkty mocowania, przebieg głównych sił itp. Projekt ten musi zawierać rozplanowanie wnętrza, tj. zarówno kabiny, jak i najważniejszych elementów instalacji (zbiorniki, radiostacja, akumulator itp.). Powinien obejmować wstępną ocenę wyważenia czyli położenia środka ciężkości, ocenę masy poszczególnych zespołów, wstępne obliczenia aerodynamiczne (osiągi, stateczność) itp. Jest to już skonkretyzowana koncepcja samolotu. Oczywiście przy opracowywaniu nowego typu samolotu takich projektów może być kilka, np. Wilga 1 nim była zaprojektowana z kadłubem półskorupowym, była projektowana z kadłubem kratowym i to w kilku wariantach.

Pełny **projekt wstępny** jest dość obszerny, gdyż zawiera wiele tomów obliczeń i kilkaset rysunków. W zasadzie powinny być w nim rozstrzygnięte wszystkie ważniejsze problemy konstrukcyjne oraz powinien obejmować zasadnicze obliczenia osiągow i wytrzymałości. Na tym etapie projektowania jest zazwyczaj badany w tunelu model aerodynamiczny samolotu oraz bywa wykonana makieta kadłuba lub całego samolotu. Jedną z faz tego projektu jest optymalizacja osiągow i rozwiązań konstrukcyjnych.

**Projekt konstrukcyjny** — to kompletna dokumentacja wykonawcza, czyli rysunki warsztatowe. Prace nad nie zrealizowanym samolotem mogą być przerwane także na etapie rozpoczęcia wykonywania rysunków warsztatowych, jak i wtedy, gdy cała dokumentacja wykonawcza jest już w komplecie.

Prac nad samolotem można też zaniechać po wykonaniu pierwszych detali na warsztacie, po wykonaniu egzemplrza do prób statycznych i po pierwszych próbach wytrzymałościowych lub w trakcie budowy prototypu przeznaczanego do lotu.



Rys. 1. Ikar 1

Jeśli natomiast prototyp został zbudowany, lecz nie oblatany — projekt uważa się za zrealizowany, choć nie jest to w pełni słuszne. Przybrał on bowiem postać materialną, jednak nie zostało sprawdzone jego funkcjonowanie, co było celem projektu.

Przy omawianiu projektów nie zrealizowanych będzie stosowana wyżej przedstawiona terminologia klasyfikująca stopień zaawansowania prac nad samolotem.

Dla oceny wkładu pracy przy każdym z rodzajów tych projektów podajemy, dla samolotów lekkich, przybliżoną pracochłonność prac projektowych (w roboczo-godzinach):

- propozycja 0,1÷3 h
- projekt szkicowy 5÷50 h
- projekt koncepcyjny 50÷300 h
- projekt wstępny >1000 h
- projekt konstrukcyjny >20 000 h.

W przeglądzie, który zostanie dokonany na łamach TLiA nie będą wymienione projekty samolotów, motoszybowców, szybowców i silników, które zostały względnie dokładnie przedstawione w książkach „Konstrukcje lotnicze Polski Ludowej” czy „Polski transport lotniczy 1918÷1978” albo „Polskie samoloty wojskowe 1945÷1980”, a nie ma dodatkowych materiałów pozwalających na dokładniejsze ich opisanie. Albowiem tematem mają być projekty nieznanne lub mało znane.

### Projekty konkursowe motoszybowców z 1945 r.

W listopadzie 1945 r. Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji ogłosił konkurs na projekt motoszybowca. Był to konkurs otwarty, czyli dostępny dla każdego. Warunki konkursu zostały opublikowane w mies. *Skrzydłata Polska* w nrze z listopada 1945 r. Konkurs stawiał konstruktorom następujące warunki: do napędu ma być użyty silnik GAD o mocy 22 kW (30 KM), którego rysunki gabarytowe zostały opublikowane wraz z warunkami konkursu. Motoszybowiec był przeznaczony do szkolenia pilotów szybowcowych kat. C w pilotażu silnikowym metodą samodzielną oraz do treningu i uprawiania sportu lotniczego na tanim i ekonomicznym sprzęcie. Wymagane było podwozie trójkołowe z kołem przednim lub dwukołowe z płożą ogonową, odejmowanie skrzydeł, zabezpieczenie przed korkociągiem oraz prosta i łatwa w naprawach konstrukcja. Lot żaglowy bez silnika nie był wymagany i w warunkach było zaznaczone, że wymagania nie są zgodne z ogólnie przyjętą definicją motoszybowca (tj. zatwierdzoną przez FAI) — sugerując, iż ma to być samolot słabosilnikowy. Termin konkursu był bardzo krótki, gdyż dwumiesięczny. Prace należało złożyć do 31 stycznia 1946 r. Rozstrzygnięcie konkursu i ogłoszenie wyników nastąpiło w kwietniu 1946 r.

Na ogólną liczbę 17 nadesłanych projektów, 11 zakwalifikowano do konkursu. Trzema najlepszym projektom przyznano nagrody główne, dalszym nagrody dodatkowe. Wszystkie 11 prac reprezentowały dobry poziom techniczny. Pierwszą nagrodę otrzymał projekt Pegaz inż. Tadeusza Chylińskiego. Pegaz został następnie zbudowany i oblatany w 1949 r. Drugą nagrodę otrzymał projekt Ikar 1 inż. Stanisława Lassoty i inż. Mariana Wasilewskiego. Trzecią nagrodę zdobył projekt Helo opracowany przez mgr inż. Wkitora Leję. Prace konkursowe miały charakter projektów koncepcyjnych.

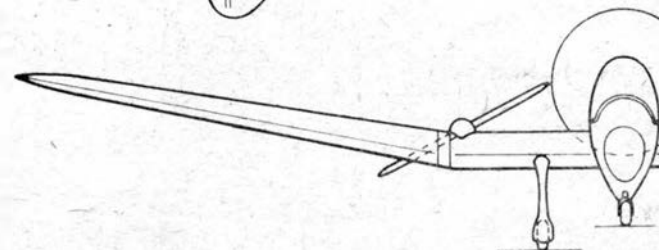
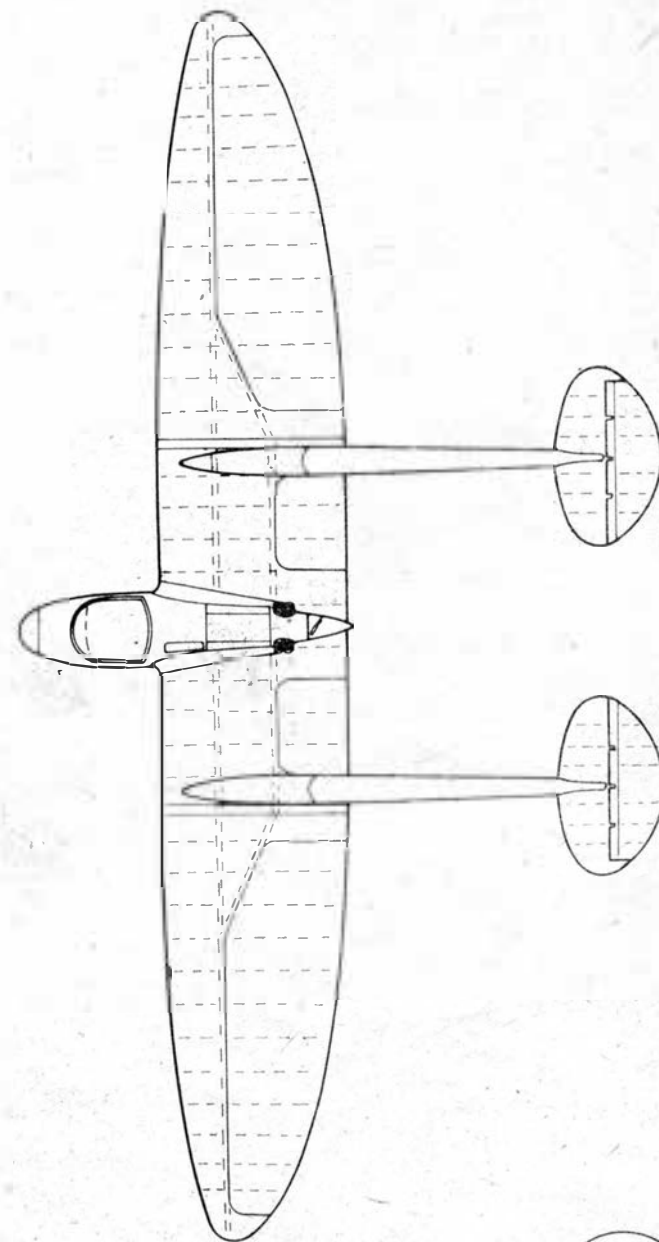
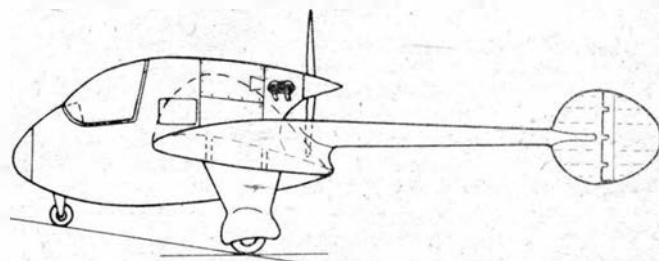
#### IKAR 1

W projekcie Ikar 1 (druga nagroda) konstruktorzy mgr inż. Stanisław Lassota i mgr inż. Marian Wasilewski przyjęli założenie, że ma to być samolot słabosilnikowy, a nie motoszybowiec. Dlatego otrzymał on niedużą rozpiętość i małą powierzchnię nośną oraz spore obciążenie powierzchni. Projekt przewidywał możliwość zastosowania silnika o mocy 13,6 kW (18,5 KM), 18,4 kW (25 KM) i 22 kW (30 KM). Były to wersje I, II i III projektu. Zasadniczą była wersja III o mocy zgodnej z warunkami konkursu. Miała ona konstrukcję drewnianą, zaś jej odmiana metalowa była wersją IV projektu. Ponadto proponowane były dwa układy tego samolotu: kadłubowy ze śmigłem ciągnącym (wersje I, II i III) i podwoziem z kołem przednim lub podwoziem dwukołowym z płożą ogonową i płożą wystającą przed śmigło dla jego ochrony przy lądowaniu oraz układ dwubelkowy z kołem przednim (wersja IIIa) lub podwoziem dwukołowym. Przedstawiamy najbardziej interesującą wersję IIIa. Był to dolnopłat z trójdzielnym trapezowym płatem jednoźwigarowej konstrukcji z pomocniczym dźwigarkiem przeciwłotkowym. Profil płata u nasady IAW-108 (14%), na końcach IAW-192 (9%). Usterzenie pionowe, podwójne, eliptyczne, poziome, eliptyczne z przeciętymi końcami. Profil usterzenia IAW-495 (8,1%). Kabina jednomiejscowa kryta. Belki ogonowe o przekroju owalnym. Podwozie trójko-

łowe stałe o rozstawie 2 m, u dołu stateczników pionowych zderzaki. Koła o wymiarze 300×125. Silnik GAD 22 kW (30 KM). Śmigło pchające drewniane stałe o średnicy 1,34 m. Przed silnikiem zbiorniki na 15 kg paliwa i oleju.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	8,25 m
Długość	6,37 m
Wysokość	1,93 m
Pow. nośna	9,7 m <sup>2</sup>
Cięciwa u nasady	1,65 m
Wydłużenie	7,0



Rys. 2. Perkoz



## Rozpiętość usterz.

Masa własna	222 kg
Masa użyteczna	110 kg
Masa całkowita	347 kg
Obciążenie pow.	37,3 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	15,8 kg/kW
Prędkość maks.	178 km/h
Współcz. obciąż. dopuszcz.	5,15
Współcz. obciąż. niszc.	9,0

## PERKOZ

Najbardziej interesującym projektem spośród wyróżnionych był Perkoz. Choć zachował się jego rysunek, jednak autor jest nieznany (redakcja będzie bardzo wdzięczna, jeśli ktoś z Czytelników mógłby wskazać kto jest autorem projektu). Otóż projekt ten zawiera dwa ciekawe rozwiązania. Po pierwsze — usterzenie w układzie odwróconego motylka. Układ ten był badany na początku lat trzydziestych w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie jako jeden z wariantów patentu inż. Jerzego Rudlickiego. Tu widzimy dalszą ewolucję tego pomysłu, polegającą na rozdeleniu płyt i takim ich umieszczeniu, aby zmalało skręcenie belki ogonowej. Płyty nachylone są pod kątem 30° do poziomu. Układ odwróconego motylka, który ma więcej zalet od zwykłego motylka, został wypróbowany dopiero w końcu lat sześćdziesiątych przez studgardzkich studentów na samolocie fs-28.

Cechą samolotu jest jego duża samostateczność, co wyraża się w dużym wzniosie płata, rzędu 15°. Wynikiem tego oraz przyjętej koncepcji sterowania ogonowego jest brak lotek (!). Samolot ma układ sterowania tylko za pomocą sterów ogonowych. Jest to drugie ciekawe rozwiązanie. Duże rozstawienie płyt powoduje, że przeciwne ich wychylenie wywołuje zarówno zmianę kierunku lotu, jak i

przechylenia samolotu. Płyty przy zgodnych wychyleniach działają jako ster wysokości. Oczywiście takie rozwiązanie wymaga dość dokładnego dobrania wielkości powstających momentów przechylających i odchyłających i właściwej proporcji między nimi. Układ na pewno dobrze spisząłby się w powietrzu spokojnym. Natomiast należałoby sprawdzić czy samolot przechylony przez burzliwą atmosferę łatwo da się przywrócić do pozycji poziomej. Ta wątpliwość przyczyniła się do tego, że ten interesujący projekt nie otrzymał jednej z trzech pierwszych nagród.

Konstrukcja Perkoza była drewniana. Płat eliptyczny w części środkowej dwudźwigarowy, w odejmowanych częściach zewnętrznych jednodźwigarowy ze skośnym dźwigarkiem pomocniczym. Profil płata zbliżony do NACA 23012. Belki ogonowe o przekroju kołowym, zamocowane od wierzchu do dźwigarów płata. Kabina kryta z odejmowaną osłoną. Podwozie z amortyzacją z krążków gumowych. Zaokrąglone kształty konstrukcji, jak u szybowca wycynowego, zwiększały jej doskonałość aerodynamiczną lecz powodowały wzrost kosztów i trudność wykonania. Silnik GAD 22 kW (30 KM) ze śmigłem pchającym o średnicy 1,3 m.

## Dane techniczne

Rozpiętość	11,3 m
Długość	6,0 m
Wysokość	1,75 m
Pow. nośna	17 m <sup>2</sup>
Ciężka u nasady	1,75 m
Rozstaw podwozia	1,62 m
Rozpiętość usterzenia	1,8 m
Pow. 1 płyty usterzenia	0,72 m <sup>2</sup>
Rozstaw belek ogonowych	3 m

cd. ze s. 32

GRZEGORZEWSKI J.: Soviet motors for space rockets. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 21.

The development of Soviet rocket motors for space rockets has been discussed in this paper. The Soviet space rocket motors are liquid fuel ones, mostly — kerosene, in more rare cases — hydrazine. The solid fuel motors have not been widely used in space exploration — the motors for emergency separation of Soyuz space aircraft from the carried rocket make an exception.

LESIECKI B.: Ultra-low volume (ULV) air agricultural spray works. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 26.

Methods and results of research works concerning modern agricultural aircraft equipment employed in plant protection operations with the use of liquid chemicals have been demonstrated.

GLASS A.: Not much known Polish aircraft designs worked out since 1945. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 29.

This paper starts a series of articles on not implemented airplane, motor glider and glider designs worked out during the period after World War II. Definitions of different types of the designs, depending on their advancement degree, have been given. At the same time, the designs of motor gliders Ikar and Perkoz of 1945 have been described.

BEREŻAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMANSKI K.: Einsatz des Hubschraubers im geeigneten Gelände (III). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 9.

Im 3. Aufsatzteil werden die Vergrößerungsmöglichkeiten des Einsatzes eines Hubschraubers im geeigneten Gelände erörtert sowie die Schlüsse aus den durchgeführten Versuchen dargestellt.

BRODZKI Z.: Neuzeitliche Abarten der Luftschrauben (I). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 12.

Es werden Konstruktionsänderungen sowie die wichtigsten Betriebseigenschaften der neuen Abart von Luftschrauben erörtert. Es handelt sich dabei um Luftschrauben: für Gebläse und in ringförmigen Verkleidungen mit grosser Belastung, leicht belastete Tragluftschrauben sowie, die, hinsichtlich der Belastung, dazwischen liegenden Flugzeug-Luftschrauben.

GRZEGORZEWSKI J.: Sowjetische Motore für kosmische Raketen. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 21.

In dem Beitrag wird die Entwicklung der sowjetischen Raketenmotore für kosmische Raketen dargestellt. Die sowjetischen Motore für kosmische Raketen werden mit flüssigen Treibstoffen, vorwiegend mit Petroleum, seltener mit Hydrazin angetrieben. Motore für festen Treibstoff werden bei der Erforschung des Weltalls nicht verwendet. Eine Ausnahme stellen hierbei Motore für die Nottrennung des Raumschiffes Sojuz von der Trägerrakete dar.

LESIECKI B.: Agrarflugtechnische Besprühungen mit ultrakleinem Volumen. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 26.

In dem Beitrag werden Methoden sowie Ergebnisse von Untersuchungen an moderner agrarflugtechnischer Apparatur für Pflanzenschutz bei Anwendung von flüssigen chemischen Mitteln erörtert.

GLASS A.: Wenig bekannte polnische Entwürfe luftfahrttechnischer Konstruktionen seit 1945. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 29.

Der Beitrag ist der erste in der Reihe über nicht verwirklichte Entwürfe von Flugzeugen, Motorsegelflugzeugen und Segelflugzeugen nach dem zweiten Weltkrieg. Es werden Definitionen verschiedener Entwürfe dargestellt in Abhängigkeit von ihrem Fortschrittsgrad. Gleichzeitig werden Entwürfe der Motorsegelflugzeuge Ikar und Perkoz aus dem Jahre 1945 erörtert.

## СОДЕРЖАНИЯ

КЕНДЗЕРСКИ Е., ПЛЕЦИНСКИ П., СВИТКЕВИЧ Р.: Экспериментальный ультра-легкий планер УЛЬС из полимерных композитов. Часть II Описание конструкции. TLiA, т. 37, 1982 г., № 8, стр. 5

Во второй части более широко описана конструкция планера УЛЬС, особенно нетипичные конструктивные решения и технологические процессы.

БЕРЕЖАНЬСКИ Е., СТАНИСЛАВСКИ Я., ШУМАНЬСКИ К.: Эксплуатация вертолета на наклонной площадке III TLiA, т. 37, 1982 г., № 8, стр. 9

В третьей части статьи рассматривается возможность увеличения диапазона эксплуатации вертолета на наклонной площадке и дается сводка результатов испытаний.

БРОДЗКИ З.: Современные типы воздушных винтов. TLiA, т. 37, 1982 г. № 8, стр. 12

Описаны конструктивные разновидности и важнейшие эксплуатационные свойства винтов новых типов. Это вентиляторные винты и винты в кольцевых туннелях с большой удельной нагрузкой, а также малонагруженные несущие винты и винты для самолетов, занимающие — по удельной нагрузке — промежуточное место.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Двигатели советских космических ракет. TLiA, т. 37, 1982 г., № 8, стр. 21

В статье описано развитие двигателей для советских космических ракет. Эти двигатели работают на жидком топливе, главным образом на керосине, иногда на гидразине, двигатели работающие на твердом топливе не применяются в космических исследованиях, за исключением аварийного отделения космического корабля Союз от ракеты — носителя.

ЛЕСЕЦКИ Б.: Агрохимическое сверхмалообъемное опрыскивание. TLiA, т. 37, 1982 г. № 8, стр. 26

Описаны методы и результаты испытательных работ в области современной сельскохозяйственной аппаратуры применяющейся для защиты растений с применением жидких химикатов.

ГЛЯСС А.: Малоизвестные польские проекты авиационных конструкций с 1945 г. TLiA, т. 37, 1982 г. № 8, стр. 29

Статья открывает цикл описаний проектов самолетов мотопланеров и планеров послевоенного периода. Указываются определения разных стадий разработки проектов. Описаны проекты монопланеров ИКАР и ПЕРКОЗ разработанные в 1945 г.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

KEDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., SWITKIEWICZ R.: Experimentelles überleichtiges Segelflugzeug ULS aus Polymer-Verbundstoffen. Teil II. Konstruktionsbeschreibung. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 8, S. 5.

Im 2. Aufsatzteil wird die Konstruktion des Segelflugzeuges mit besonderer Berücksichtigung des nichtkonventionellen Aufbaues und der Herstellung dargestellt.

## lotnicza

## ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Spiska 4 m. 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Problemy oceny licencji na wyroby lotnicze . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przewidywany rozwój samolotów lekkich w USA w latach 1982÷1993 (w tys. szt.) . . . . .	4
J. Kędziński, P. Pleciński, R. Świtkiewicz: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. II. Opis konstrukcji . . . . .	5
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	8
J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (III) . . . . .	9
[Z. Brodzki]: Nowoczesne odmiany śmigła (I) . . . . .	12
PROTOTYPY: Pochet Pipistrelle — Francja . . . . .	14
SIAI Marchetti SF260-TP — Włochy . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA: British Aerospace HS-748 — W. Brytania . . . . .	15
CAP-21 — Francja . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Szkolenie lotnicze; Pionowzloty, poduszki . . . . .	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Podobieństwo dynamiczne samolotów . . . . .	20
J. Grzegorzewski: Radzieckie silniki rakiet kosmicznych . . . . .	21
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	25
B. Lesiecki: Agrolotnicze opryski ultraniskoobjętościowe (ULV) . . . . .	26
NOWOSCI TECHNICZNE: Nowa definicja klasy klubowej szybowców . . . . .	28
Nowy wirnik ogonowy . . . . .	28
Cyfrowy układ sterowania silnikiem . . . . .	28
A. Glass: Mało znane polskie projekty konstrukcji lotniczych (od 1945 r.) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	29
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL-104 Wilga 2P: Gelatik — rys. K. Cieślak

## Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

## Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

## Redaktorzy działów:

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. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Góruński, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzewski, mgr inż. J. Grzegorzewski (z ea przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostka, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Młostek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stanekiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wołński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO



SIGMA

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0959-1300-82. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z-44. Cena pojedynczego egz. zł 50,—

Prenumerata roczna zł 600,—

INDEKS 37909

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. II. Opis konstrukcji. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 8, s. 5

W cz. II artykułu nieco szerzej zaprezentowano konstrukcję szybowca ULS, ze szczególnym uwzględnieniem rozwiązań niekonwencjonalnych zarówno struktury, jak i wytwarzania.

BEREZAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMAŃSKI K.: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (III). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 8, s. 9

W cz. III artykułu rozpatrzono możliwości zwiększenia zakresu eksploatacji śmigłowca na terenie pochyłym oraz przedstawiono wnioski z przeprowadzonych prób.

BRODZKI Z.: Nowoczesne odmiany śmigła (I). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 8, s. 12.

Omówiono zmiany konstrukcyjne oraz najważniejsze cechy eksploatacyjne nowej odmiany śmigła. Są to śmigła: wentylatorowe i obudowane w pierścieniowych osłonach o dużym obciążeniu, słabo obciążone śmigła nośne i niejako pośrednie pod względem obciążenia — śmigła samolotowe.

GRZEGORZEWSKI J.: Radzieckie silniki rakiet kosmicznych. TLiA, t. XXXVII, 1982 r., nr 8, s. 21.

W artykule omówiono rozwój radzieckich silników rakietowych do rakiet kosmicznych są silnikami na paliwo ciekłe: przede wszystkim naftę, rzadziej hydrazynę, silniki na paliwo stałe nie znalazły szerszego zastosowania w badaniach kosmicznych, wyjątek stanowią tu silniki do awaryjnego odstrzeliwania statku kosmicznego Sojuz od rakiety nośnej.

LESIECKI B.: Agrolotnicze opryski ultraniskoobjętościowe (ULV). TLiA, t. XXXVII, 1982 r., nr 8, s. 26.

Przedstawiono metody oraz wyniki prac badawczych dotyczące nowoczesnej aparatury agrolotniczej stosowanej w zabiegach ochrony roślin przy użyciu ciekłych preparatów chemicznych.

A. GLASS: Mało znane polskie projekty konstrukcji lotniczych (od 1945 r.) TLiA, t. XXXVII, 1982 r., nr 8, s. 29.

Artykuł zapoczątkowuje cykl o nie zrealizowanych projektach samolotów, motoszybowców i szybowców okresu po II wojnie światowej. Przedstawiono definicje różnych rodzajów projektów w zależności od ich stopnia zaawansowania. Równocześnie opisano projekty motoszybowców Ikar i Perkoz z 1945 r.

## CONTENTS

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Experimental ultra-light glider ULS made of polymer composites. Part II. Description of the design. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 5

Part II of this paper presents the design of the ULS glider more comprehensively, with special consideration given unconventional solutions of both constructional and manufacturing problems.

BEREZAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMAŃSKI K.: Operation of a helicopter on sloped ground (III). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 9

Possibilities to increase the range of helicopter operation on sloped ground have been analysed and conclusions drawn from experiments have been presented in Part III of this paper.

BRODZKI Z.: Modern versions of propellers (I). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 8, p. 12.

Design modifications and the most important working features of new propeller versions have been discussed. These versions include: strongly loaded fan-type propellers and shrouded airscrews with ring-shaped shrouds, lightly loaded carrying propellers and, so to say, medium loaded airplane airscrews.

cd. na s. 31



## Z działalności Sekcji Lotniczej SITK

19 maja br. odbyło się zebranie Sekcji Głównej Lotniczej SITK z udziałem przedstawicieli Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Porządek obrad przewidywał omówienie zagadnień interesujących obie sekcje, a mianowicie: działalności przedsiębiorstw Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych (referował kol. B. Prużyński) oraz Lotnictwa Sanitarnego (omówił kol. Z. Olszański) i przekazanie wstępnej oceny samolotu komunikacyjnego Jak-42 (zapoznał z nią zebranych kol. K. Szumielewicz).

Ożywioną dyskusję wywołały obecne i przyszłe trudności przedsiębiorstw:

- niedostateczne dotacje na planowane remonty lotniskowe,
- przewidziane przejście na rozrachunek finansowy ruchu lotniczego,
- wyłączenie z ruchu lotnisk, niezbędnych do obsługi pogotowia,
- brak gwarantowanych dostaw nowych samolotów sanitarnych.

Kol. A. Misiorek zapowiedział zorganizowanie sekcyjnych akcji protestacyjno-interwencyjnych w tych przypadkach, gdyby niedostatecznie uzasadnione zastrzeżenia przemysłu lotniczego groziły nieodwracalnymi trudnościami ogniwom gospodarki narodowej.

## Jubileusz prof. L. Dulęby

W maju br. kilkunastu pracowników lotnictwa średniego i starszego pokolenia, a wśród nich członkowie sekcji lotniczych SIMP i SITK, złożyli gratulacje profesorowi Leszkowi Dulębie z okazji ukończenia 75 lat życia. Skromna uroczystość, zorganizowana przez Warszawski Klub Seniorów Lotnictwa, odbyła się w Aeroklubie PRL, a przewodniczyli jej prezes APRL gen. Sobieraj i przewodniczący Klubu kol. Osiński.

Jubilat, zasłużony współkonstruktor awionetek RWD, a po wojnie konstruktor samolotu komunikacyjnego i profesor Politechniki Warszawskiej, otrzymał wiele pism gratulacyjnych, m.in. od ministra Komunikacji, dyrektora CZLC i prezesa APRL.

Prof. L. Dulęba został udekorowany Odznaką Zasłużonego dla Lotnictwa Sportowego. Odznakę Jubilatowi nadał Aeroklub PRL.

## Przepisy budowy statków powietrznych

Z inicjatywy i przy współpracy kol. Aureliusza Misiorka, przewodniczącego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, w Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji opracowano „Tymczasowe zasady sprawdzania zdatowności statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach” \*).

Te bardzo potrzebne przepisy są przeznaczone dla konstruktorów lub zespołów konstrukcyjnych podejmujących budowę pojedynczych statków powietrznych w warunkach nieprodukcyjnych (amatorsko). Przepisy nie zawierają szczegółowych wymagań dotyczących obciążeń, konstrukcji i właściwości lotnych. Bardziej wyczerpująco określają one wymagania i tok postępowania dla budowanych samolotów, motoszybowców i szybowców, gdyż założono, że dla innych statków powietrznych

\*) Patrz dział „Pomoce konstrukcyjne”, TLIA nr 7, s. 20.

(np. balonów czy sterowców) organ nadzoru (w oparciu o opublikowane zasady) każdorazowo sprecyzuje je indywidualnie.

„Tymczasowe zasady” wydano w formie powielonego maszynopisu (CZLC Warszawa, styczeń 1982 r.) na 13 str. formatu A4. Zawierają one: część ogólną, określenia, wymagania, wykonanie warsztatowe i próby oraz modyfikacje.

## Z działalności rzeczoznawców SIMP

Wg danych agencji SIMP — ZORPOT, obejmującej Zespoły Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego, specjalności lotnicze w zakresie silników turbinowych gazowych (nr 508) i silników lotniczych (nr 509) różnią się od innych branż brakiem zleceń. W 1981 r. w zakresie specjalności nr 508 (mającej 15 rzeczoznawców SIMP) wykonano zaledwie dwie ekspertyzy wartości 13 tys. zł, zaś w zagadnieniach poz. 509 (w której zarejestrowano 22 specjalistów) nie wykonywano w ub.r. żadnych ekspertyz.

Statystyka ta wzbudza niepokój, gdyż: albo nie jest doceniana potrzeba specjalistycznych badań napędów lotniczych i wprowadzanie w tej dziedzinie ulepszeń i postępu technicznego, albo silniki są w niefachowych rękach. Jedno jest pewne: usługi lotniczych rzeczoznawców należy szeroko i natychmiast rozpropagować w kołach i oddziałach Sekcji Lotniczej SIMP.

## Finansowanie postępu

Plenarne zebranie ZG SIMP uznało za bardzo ważne organizację i finansowanie prac rozwojowych w okresie wdrażania nowego modelu gospodarczego. Problem ten ma zasadnicze znaczenie dla dalszego postępu techniki w okresie kryzysowym i postkryzysowym. Zarząd Główny zalecił, aby w tych sprawach utrzymywać ścisły kontakt z władzami.

## Z działalności ZORPOT

Obok wykonywania usług w zakresie rzeczoznawstwa i postępu organizacyjno-technologicznego dla przedsiębiorstw krajowych, agencja ZG SIMP podjęła działania w zakresie eksportu myśli technicznej i usług na rzecz kontrahentów zagranicznych. W 1980 r. ZORPOT zrealizował 55 prac o wartości prawie 50 mln zł, ponadto 100 tematów o wartości ponad 24 mln zł, których celem było ograniczenie importu.

ZORPOT wprowadził zasadę, że pobiera od zleceniodawcy wynagrodzenie tylko wówczas, gdy praca przyniosła efekty ekonomiczne. Zapłata nie jest pobierana, gdy — z winy wykonawcy — brak planowanych efektów.

## Rok prof. Mierzejewskiego

Plenarne zebranie ZG SIMP zatwierdziło program obchodów SIMP-owskiego „Roku Profesora Mierzejewskiego”. Program obejmuje 10 konferencji, porad, sesji i spotkań, 5 imprez nadania imienia Profesora, wybitnie medalu pamiątkowego i wmurowanie tablicy, wręczenie nagród i wyróżnień, wydanie publikacji oraz nadanie audycji

w radio i TV, poświęconych życiu i działalności Profesora.

## Z uchwały ZG SIMP

Zarząd Główny SIMP na swym IX plenarnym posiedzeniu, które odbyło się w Rydzynie, przeanalizował zagadnienia stowarzyszeniowe aktualne w istniejącej sytuacji polityczno-gospodarczej kraju.

Poniżej podajemy stwierdzenia i zalecenia z przyjętej uchwały, interesujące członków Sekcji Lotniczej SIMP:

— zaleca się podjęcie usilnych starań, w celu uaktywnienia pracy ogniw terenowych,

— zaleca się wszystkim ogniwom Stowarzyszenia włączenie się do działań na rzecz wdrażania reformy gospodarczej, dokonywania okresowych analiz skutków wprowadzania reformy gospodarczej w zakładach pracy i przekazywanie tych analiz do Społecznego Ośrodka Badań i Studiów SIMP w Rydzynie,

— uważa się, że wyjście z krytycznego położenia gospodarczego możliwe jest przez intensyfikację pracy i wzmoczenie twórczej aktywności inżynierów i techników; podstawowym obowiązkiem każdego inżyniera i technika, niezależnie od przejściowych trudności, chwilowych nastrojów i zmieniających się warunków, jest aktywna postawa i pełne zaangażowanie w tworzenie dóbr materialnych,

— uznaje się za niezbędne i szczególnie pilne zintensyfikowanie działań mających na celu właściwe ustalanie płac; niezbędne jest bowiem zachowanie odpowiednich relacji między płacami robotników, techników i inżynierów, przy czym wzrost płac w jednej grupie zawodowej musi pociągać zmiany w pozostałych grupach,

— wśród argumentów należy wskazywać na pozycję i rolę inżyniera i technika w procesach produkcji,

— z zadowoleniem został przyjęty fakt przekazania Stowarzyszeniu przez NOT wiodącej roli w prowadzeniu spraw związanych ze specjalizacją zawodową,

— zaleca się przygotować propozycje nowelizacji aktualnie obowiązujących aktów normatywnych w zakresie nadawania specjalizacji zawodowej, dążąc do usunięcia niedomagań tych przepisów i przyznawania specjalizacji zawodowej również technikom,

— zaleca się reaktywowanie Instytutu Wydawniczego SIMP,

— przyjmuje się do wiadomości przygotowywany przez władze gospodarcze przegląd wdrożeń naukowo-technicznych i zaleca się wszystkim ogniwom SIMP wzięcie aktywnego udziału w przeprowadzaniu przeglądu,

— zaleca się czynne popieranie ruchu wynalazczego, udzielanie skutecznej pomocy racjonalizatorom i wynalazcom, angażując w to pracę społeczną członków Stowarzyszenia, w tym również rzeczoznawców,

— zebranie plenarne Zarządu Głównego SIMP nie może zgodzić się z takim ujęciem funkcji NOT w projekcie statutu Ministerstwa Spraw Wewnętrznych, wg którego NOT faktycznie nie jest Federacją Stowarzyszeń, a kolejnym 21 stowarzyszeniem, nadrzędnym nad stowarzyszeniami naukowo-technicznymi; uważa się, że NOT musi zachować charakter rzeczywistej federacyjności wobec stowarzyszeń.

# PZL Mi-2

## MULTI PURPOSE HELICOPTER



- Twin-engined (2 x 400 HP)
- 8 passengers or 800 kg load

### VERSIONS:

- Passenger
- Agricultural  
(1000 litre hopper)
- Ambulance

- Search and rescue  
260 kg capacity hoist
- Pilot training
- Photogrammetric
- TV-transmission

### TECHNICAL DATA:

T-O weight	3550 kg
Max. cruising speed	200 km/h
Service ceiling	4000 m
Range (max. payload)	170 km
Ferry range	790 km

EO/80/K/82



### EXPORTER:

Foreign Trade Enterprise  
Al. Stanów Zjednoczonych 61,  
Warszawa, Poland, P.O. Box. 61  
Phone: 10-80-01, Telex: 81-33-14 pzl. pl.



### 5000 Helicopter Built

### Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik  
21-040 Świdnik, Poland  
Phone: 120-61, 120-71, Telex: 84212, 84302