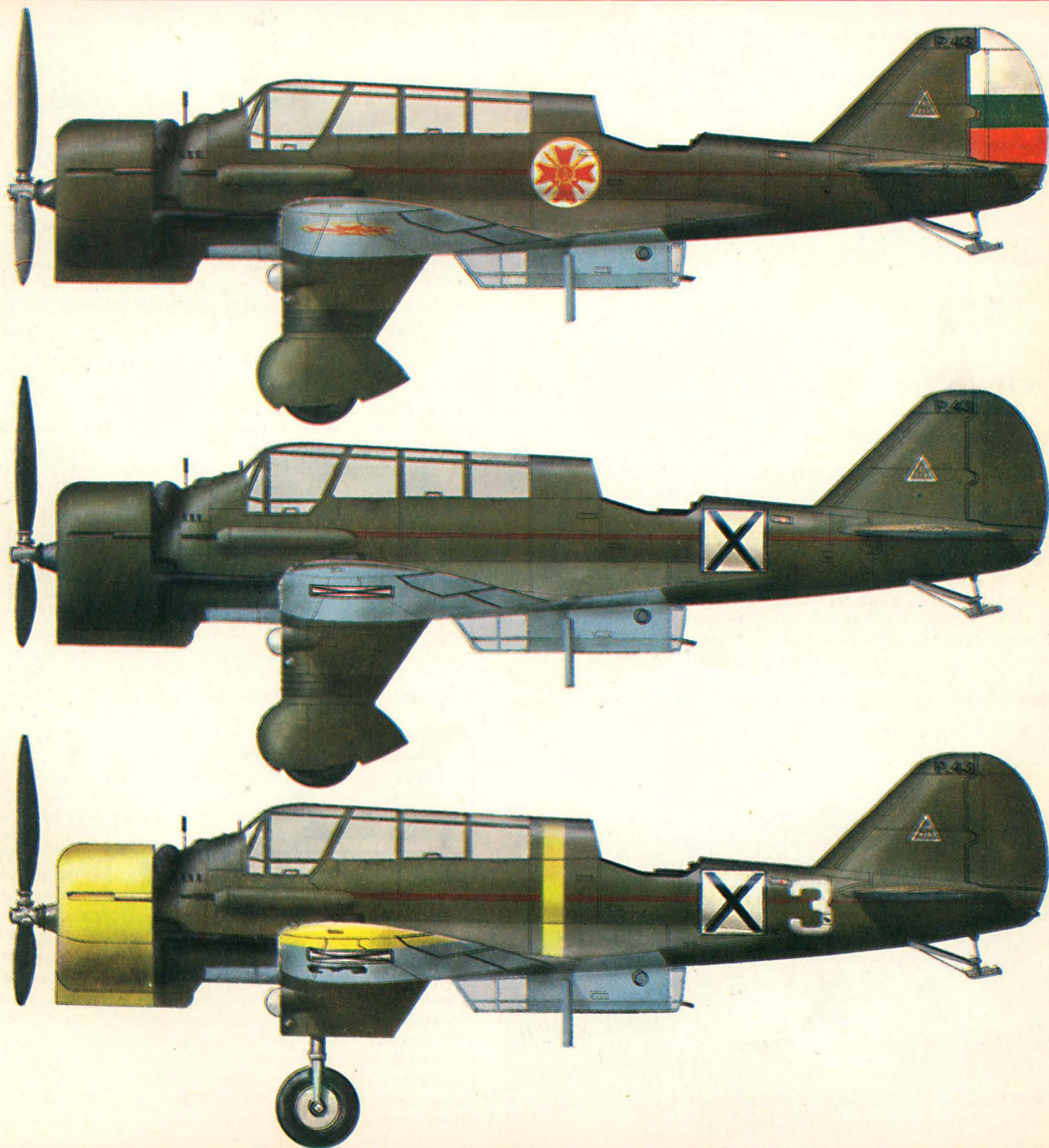


TECHNIKA

4'89

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 350,-

ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO MOT SIGMA

## Verilite Model 100 Sunbird • USA •

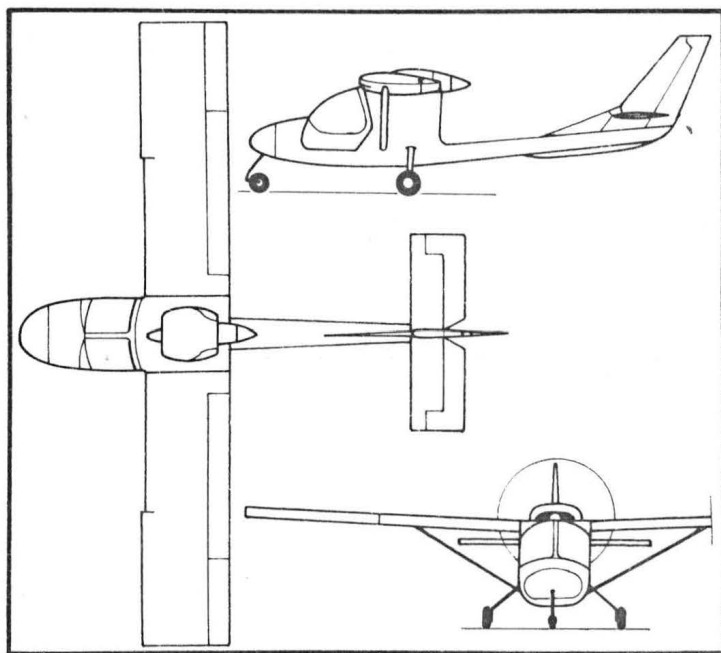
Dwumiejscowy samolot ultralekki

Stowarzyszenie De Vore Aviation Corp. postanowiło w 1983 r. wejść ze swoją produkcją na rynek samolotów ultralekkich i poleciło podległej sobie firmie Verilite Aircraft Co. zbudować na ten rynek samolot, którego cena nie byłaby wyższa niż 20000 dol. W 1987 r. prototyp samolotu – Model 100 Sunbird – wystartował do pierwszego lotu.

Samolot Sunbird jest dwumiejscowym górnopłatem z pchającym śmigłem i usterzeniem zamontowanym na belce ogonowej. Płat o profilu NACA 64212 z wypełniaczem piankowym zamiast dźwigara jest pokryty kompozytem zbrojonym włóknem szklanym i ma lotki i proste kłapy. Belkę ogonową tworzy szkielet ze stopu aluminium z kompozytowym pokryciem. Usterzenie, z nastawnym statecznikiem poziomym, ma konstrukcję podobną do konstrukcji płata. Kabina z miejscami obok siebie ma odchylaną do przodu osłonkę. Koła główne stałego podwozia są wyposażone w hamulce. Napęd stanowi dwucylindrowy czterosuwowy chłodzony powietrzem silnik Emdair CF-092B o mocy 52 kW (70 KM) z dwułopatowym śmigłem. Zbiornik paliwa, w kadłubie, ma pojemność 48 l.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,75 m
Długość	7,21 m
Wysokość	2,54 m
Powierzchnia nośna	12,58 m <sup>2</sup>
Masa własna	345 kg
Masa startowa	530 kg
Prędkość maks.	206 km/h



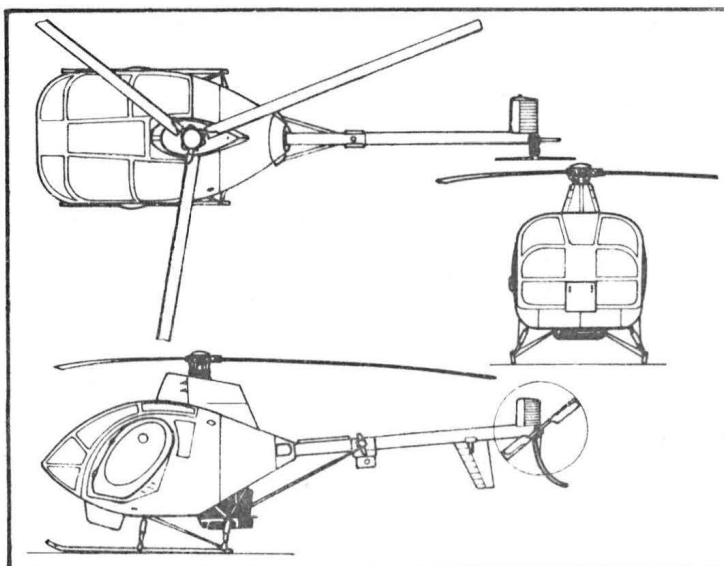
Prędkość podchodzenia z wypuszczonymi kłapami	68 km/h
Zasięg	740 km
	W. K.

## Schweizer Model 330 Sky Knight • USA •

Jednosilnikowy czteromiejscowy śmigłowiec turbinowy

Amerykańska firma Schweizer Aircraft Corp., znana z produkowanych od 1939 r. szybowców o konstrukcji metalowej, w 1983 r. rozpoczęła produkcję śmigłowca Model 300 firmy Hughes. Wzorując się na jego konstrukcji firma Schweizer zbudowała nowy śmigłowiec, Model 330, który swój pierwszy lot wykonał w czerwcu 1988 r.

Nowy śmigłowiec, nazwany Sky Knight, różni się od poprzedniego przede wszystkim zastosowaniem turbinowego silnika Allison 250 C-10A o mocy 261 kW (355 KM), który zastąpił silnik tłokowy Lycoming o mocy 168 kW (288 KM). Większa moc silnika pozwoliła na zwiększenie udźwigu śmigłowca do 453 kg, co wyraziło się zwiększeniem miejsc w kabine z 2÷3 do 4. Poza tym kabina otrzymała osłonę o bardziej aerodynamicznym kształcie, przypominającą osłonę kabiny śmigłowca Hughes 500. Konstrukcja śmigłowca jest metalowa, a łopaty wirnika nośnego – kompozytowe. Śmigłowiec jest zaopatrzony, podobnie jak Model 300, w płyzy zamiast podwozia.



Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	8,18 m
Długość	9,40 m
Wysokość	2,64 m
Masa własna	476 kg
Masa startowa maks.	974 kg
Prędkość maks.	195 km/h
Prędkość przelotowa	170 km/h
Pułap	5400 m
Długość trwania lotu	3,5 h

W. K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIV KWIECIEŃ 1989

TECHNIKA

4'89

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

## Koszt i cena samolotu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na pytanie ile kosztuje samolot jakiegoś typu nie jest łatwo odpowiedzieć. Można wprawdzie przeczytać w prasie, że cena samolotu np. C-130 Herkules wynosi 22 mln dol., lecz jest to informacja bardzo ogólnikowa.

Spróbujmy prześledzić skąd biorą się koszty zbudowania samolotu i jak powstaje jego cena. Na koszt wyprodukowania samolotu składa się zarówno część kosztów (przypadająca na każdy zbudowany egzemplarz) jego zaprojektowania i przeprowadzenie prób, uzyskanie certyfikatu typu, opracowania i wydania niezbędnych instrukcji, jak i bezpośrednie koszty produkcyjne, czyli koszty opracowania technologicznego, wykonania przyrządów montażowych i samej budowy, czyli materiałów, półfabrykatów, wyposażenia, energii, robocizny, amortyzacji (zużycia) maszyn itp. oraz koszty pośrednie, czyli głównie administracyjne i podatek. Nawet gdy wartość pieniądza nie zmienia się i ceny są stałe, zarejestrowanie wszystkich składników kosztów związanych z jednym wyrobem (i do tego rozciągniętych na lata), gdy wyrobów w wytwórni jest wiele, nigdy nie jest precyzyjne. Bowiem niektóre badania czy prace pomocnicze służą wielu wyrobom i dużo zależy od przyjętego sposobu obciążania wyrobów kosztami.

Są np. kraje, w których z zysku wyodrębnia się pewien procent na fundusz postępu technicznego, czyli na prace badawczo-rozwojowe (prototypowe) i nie obciąża się nimi bezpośrednio produkcji danego typu samolotu. Wówczas wydatki te rozkłada się na całą produkcję, jeśli nie zostały one pokryte z dotacji uzyskanych od rządu i wojska. Przy tym systemie część kosztów opracowania nowego samolotu może obciążyć cenę samolotów produkowanych od dłuższego czasu. W innych krajach prace prototypowe obciążają dany typ samolotu, zaś koszty związane z typami, które nie weszły do produkcji są wliczane w straty obciążające całą produkcję. Tak więc już koszty prototypowe mogą w różny sposób obciążyć nowy samolot i typy znajdujące się w produkcji.

Powszechnie wiadomo, że najdroższe jest wykonanie pierwszych egzemplarzy seryjnych samolotu, zaś w miarę zdobywania doświadczenia koszt ten zmniejsza się wraz z liczbą zbudowanych egzemplarzy. Przeważnie zmniejszenie kosztu postępuje szybko do setnego egzemplarza, później krzywa (hiperbola) spada znacznie wolniej, zaś powyżej 400 samolotu – dość powoli. Wpływa na to także fakt, że zazwyczaj samolot znajdujący się dłużej w produkcji bywa modyfikowany, a zmiany w produkcji zwiększają jej koszt, gdyż nie tylko jest potrzebne nowe oprzyrządowanie, lecz i zdobycie nowego doświadczenia. Im dłuższa seria, tym koszty oprzyrządowania i koszty prototypowe rozłożą się na więcej egzemplarzy samolotu, czyli mniej obciążą każdy samolot. Dlatego koszt samolotu zależy od przewidywanej przez wytwórnię długości serii. Do 1970 r., przy cenie samolotu konkurencyjnej w stosunku do innych samolotów na rynku, produkcja 400 samolotów pokrywała nakłady poniesione na opracowanie nowego

typu oraz uruchomienie produkcji. Dziś, ze względu na coraz większy koszt prac prototypowych i badawczych – zwrot tych kosztów wymaga zbudowania 800 samolotów danego typu. Oczywiście dotyczy to samolotów pasażerskich i bojowych, a nie sportowych. Rachunek ten komplikuje konieczność tworzenia nowych wersji i odmian produkowanego samolotu, których opracowanie wymaga poniesienia dodatkowych kosztów. Jak widać, określenie kosztu jednego egzemplarza samolotu podczas jego projektowania czy przygotowania do produkcji jest dość trudne i możliwe tylko w przybliżeniu. A zamówienia trzeba składać przed uruchomieniem produkcji, czyli cenę samolotu trzeba określić z góry. A jeśli wytwórnia przeliczy się, zbyt będzie mniejszy od przewidywanego, lub gdy na samolocie wystąpią wady, których usunięcie będzie wymagało dodatkowych badań i zmian w konstrukcji – to albo cenę trzeba będzie podwyższyć, albo wytwórnia poniesie stratę. Jeżeli samolot zostanie wyprodukowany w serii dłuższej niż przewidywano, to przyniesie niespodziewany zysk.

Gdy egzemplarz samolotu jest już gotowy i koszty jego wytworzenia są znane, to wcale nie znaczy, że cena jest oczywista. Do kosztów wytworzenia dochodzą koszty handlowe, czyli koszty reklamy i koszty sprzedaży (np. marża dla pośrednika), a także koszt transportu (w tym często koszt skrzyni do transportu samolotu koleją lub statkiem), cło (np. ok. 10 ÷ 12%), a czasem koszt uzyskania certyfikatu wg przepisów obowiązujących w danym kraju. Dlatego ten sam samolot będzie miał inną cenę w wytwórni, a inną po przetransportowaniu do odległego kraju.

Lecz to nie wszystko. Nawet cena samolotu tej samej wersji, ustalona w wytwórni, nie zawsze jest jednakowa. Wytwórnia zazwyczaj proponuje samolot z wyposażeniem standardowym (niezbędnym do wykonywania lotu), lecz równocześnie podaje wykaz wyposażenia dodatkowego (np. radionawigacyjnego), które może być zamontowane na życzenie nabywcy. A zwykle jest to wyposażenie pozwalające na lepsze wykorzystanie samolotu. Do życzeń specjalnych nabywcy jest zaliczana bardziej luksusowa tapicerka kabiny, wygodniejsze fotele czy inny rodzaj malowania samolotu. Wszystko to podwyższa cenę samolotu, czasem i o 50% w stosunku do ceny standard.

Użytkownik większej liczby samolotów (linie lotnicze, wojsko) zazwyczaj wraz z samolotem zakupuje części zamienne i zapasowe silniki, których koszt często stanowi 30% ceny samolotu. Dlatego jeśli przeczytamy o zakupie np. 11 samolotów F-16 za 256 mln dol., 30 samolotów MiG-29 za 550 mln dol., czy 252 śmigłowców UH-60A za 983 mln dol., a nie wiemy jak są one wyposażone i z jakim zestawem części zapasowych je zakupiono – to możemy mówić tylko o średniej cenie egzemplarza w danej transakcji, lecz niewiele dowiemy się o średniej cenie samolotu danego typu. Istnieją bowiem także ceny obniżone

cd. na str. 2



## AUSTRALIA

• Australijsko-francusko-chińska spółka ASTA (z siedzibą w Melbourne) będzie rozwijać jednosilnikowy śmigłowiec o masie 2000÷2500 kg – następcę Aérospatiale Ecureuil – w drugiej połowie lat dziewięćdziesiątych. (A. et C. 1209)



## BRAZYLIA

• Siły powietrzne dokonują modernizacji 14 myśliwców Mirage III, na podstawie zestawów nadesłanych przez producenta – francuską wytwórnię Dassault-Bréguet. (A. et C. 1206)



## CZECHOSŁOWACJA

• Zdecydowanie odrzucono koncepcję wyposażenia linii lotniczych ČSA w samoloty produkcji zachodniej. Narodowy przewoźnik zmodernizuje swą flotę kupując 8 samolotów Tu-204 i 6 Il-96-300, produkcji radzieckiej. (Let. Obz.)



## FINLANDIA

• Valmet Aviation Industries podpisała z amerykańską wytwórnią Mooney umowę o wspólnym rozwoju nowych samolotów. Valmet A.I. współpracuje już ze spółką międzynarodową TBM International, rozwijającą samolot dyspozycyjny TBM-700. (A. et C. 1211)



## FRANCJA

• Airbus Industrie zwiększa tempo produkcji do 15 samolotów miesięcznie, w związku z tym flota 4 samolotów transportowych Super Guppy staje się niewystarczająca (są to samoloty Boeing Stratocruiser zmodyfikowane przez UTA Industries do przewożenia ładunków wielkowieńskich, np. segmentów kadłubów, skrzydeł i usterzeń dużych samolotów transportowych, produkowanych przez zakłady Airbus Industrie w różnych krajach). Zamówiono więc piąty samolot Super Guppy, którego konstrukcja rozpocznie się w połowie 1989 r.; myśli się już o szóstym samolocie. (A. et C. 1210)

• Czasowo, a nie ostatecznie, przerwano rozmowy z przedstawicielami McDonnell Douglas nt. ewentualnej współpracy z Airbus Industrie. (A. et C. 1213)



## HISZPANIA

• Na konferencji NATO w La Haye, minister obrony Narcis Serra oświadczył, że Hiszpania nie jest zainteresowana francuskim myśliwcem Rafale, natomiast jest skłonna uczestniczyć w europejskim programie myśliwca EFA. Kosztorys tego samolotu powinien jednak zostać zweryfikowany. Wkrótce potem, 9 listopada 1988 r., podpisano w Luxemburgu umowę o przystąpieniu Hiszpanii do programu EFA (w 13%). (A. et C. 1210 i 1211)



## KANADA

• W listopadzie 1988 r. dostarczono tajwańskim liniom lotniczym Great China Airlines pierwszy z 8 zamówionych samolotów komunikacji lokalnej nowej generacji Dash-8. (A. et C. 1211)



## RFN

• 15 października 1988 r. rozpoczął próby w locie nowy śmigłowiec MBB Bo-108. Poinformowano o tym po kilku dniach (A. et C. 1213)

• 31 października 1988 r. rozpoczęły regularną obsługę połączeń krajowych linie lotnicze Aero Lloyd, łamiąc monopol Lufthansy. Nowy przewoźnik oferuje ceny niższe o 10÷15% niż Lufthansa. (A. et C. 1211)

• Szybsze tempo wzrostu ruchu notują zachodniemieckie małe i średnie porty lotnicze. W dużych portach tempo wzrostu ruchu maleje (A. et C. 1211)

• Po śmierci Franza Jozefa Straussa, nominację na prezydenta rady nadzorczej Airbus Industrie otrzymał Hans Friderichs, b. minister ekonomii RFN, członek FDP. (A. et C. 1213)



## SZWAJCARIA

• 3 października 1988 r. zapadła decyzja o wyborze myśliwca dla sił powietrznych – będzie to McDonnell Douglas F/A-18 Hornet, który wygrał konkurs z General Dynamics F-16 Fighting Falcon, Dassault-Bréguet Mirage 2000 i JAS-39 Gripen. Planuje się zakup 34 samolotów. (A. et C. 1206)



## SZWECJA

• Rząd oświadczył, że w związku ze wzrostem kosztów programu myśliwca JAS-39 Gripen, nie wy-

klucza się rezygnacji z jego realizacji (opóźnienie obrotu prototypu wynosi już 18 miesięcy). Opinia publiczna żywo zaoponowała przeciwko takiej decyzji uznając, że byłby to cios dla rodzimego przemysłu lotniczego. (A. et C. 1211)

• Ok. 30 towarzyszów regionalnych z 5 kontynentów użytkuje 125 samolotów komunikacji lokalnej nowej generacji Saab SF-340, na pokładach których przewieziono już ponad 10 mln pasażerów. (A. et C. 1206)



## W. BRYTANIA

• Rząd planował sprzedaż, do końca marca br., wytwórni Shorts Brothers (producenta samolotów Shorts 330 i 360 oraz Tucano na licencji brazylijskiej). Wśród 30 firm zainteresowanych kupnem, połowę stanowią firmy zagraniczne. (A. et C. 1215)



## ZSRR

• 21 grudnia 1988 r. wykonał pierwszy lot kolejny gigant radziecki – sześciosilnikowy odrzutowy An-225 Mrija (Marzenie). Powstał na bazie An-124 Rusłana, którego jest geometrycznym rozwinięciem; wykorzystano też wiele jego technologii. Przeznaczaniem An-225 jest transport wielkowieńskich ładunków, głównie na grzbiecie kadłuba (mówi się o przenoszeniu samolotu kosmicznego Buran i członów rakiety nośnej Energija). Dlatego w samolocie zastosowano usterzenie w układzie H (pionowe zdwojone), podobnie do tego, jakie ma An-22 Anteusz. (Wozd. Trans. 154)

• 2 stycznia br., tj. w kilka dni później, oblatano prototyp dwusilnikowego samolotu komunikacyjnego z napędem odrzutowym Tu-204, skonstruowanego z wykorzystaniem wielu nowych technologii. (Prawda, 3)

• Jak oficjalnie podano, przyczyną katastrofy jugosłowiańskiego samolotu An-12, który spieszyl z pomocą ofiarom trzęsienia ziemi w Armenii, była pomyłka służby ruchu lotniczego podczas podejścia tego samolotu do lądowania. (TASS)

• Dyskutuje się możliwość przystąpienia Aeroflotu do IATA. Po Polsce (LOT) i Węgrzech (Malev) byłby to trzeci przewoźnik RWPG należący do tej organizacji. (TASS)

## OGÓLNE

• Wg danych AEA (Association of European Airlines), w 1987 i 1988 r. najwięcej opóźnień w lotach regularnych notowano w miesiącach letnich: czerwcu i lipcu, najmniej zaś – w sierpniu i listopadzie. (A. et C. 1215)

• Komisja Europejska EWG zaproponowała niedopuszczenie do lotów, od 1 marca 1990 r., samolotów transportowych pięciu następujących typów: DC-9, Boeing 727, 737 i 747 oraz BAC111. Propozycję umotywowano nadmiernym hałasem wytwarzanym przez te samoloty. (A. et C. 1215)

cd. ze str. 1

samolotów używanych, a także ceny dumpingowe, czyli niższe od kosztów własnych. Te ostatnie są stosowane, gdy wytwórnia widzi korzyść w wejściu na nowy rynek lub gdy w celu uzależnienia politycznego jakiegoś kraju bogatsze państwo sprzedaje sprzęt wojskowy po niższych cenach. Ponadto w przypadku dużego zamówienia wytwórnia udziela rabatów, czyli zniżki wynoszącej czasem 10÷15% ceny.

Widzimy, że cena samolotu staje się jednoznaczna tylko wtedy, gdy jest sprecyzowana: czy jest to cena standard, czy z wyposażeniem i z jakim, czy ustalana w wytwórni, a jak nie, to w jakim kraju itd.

Nic też dziwnego, że jeśli ktoś zwróci się do wytwórni czy centrali handlowej z pytaniem o cenę jakiegoś typu samolotu – usłyszy w odpowiedzi, że nie istnieje jakaś jedna cena, lecz zależy ona od tego kto, gdzie, ile sztuk i z jakim wyposażeniem zamierza kupić. Wówczas sporządza się ofertę, która precyzuje cenę.

# NMG – system numerycznego odwzorowania geometrii samolotu

Mgr inż. ANDRZEJ KRAWCZYK

OBR-SK Mielec

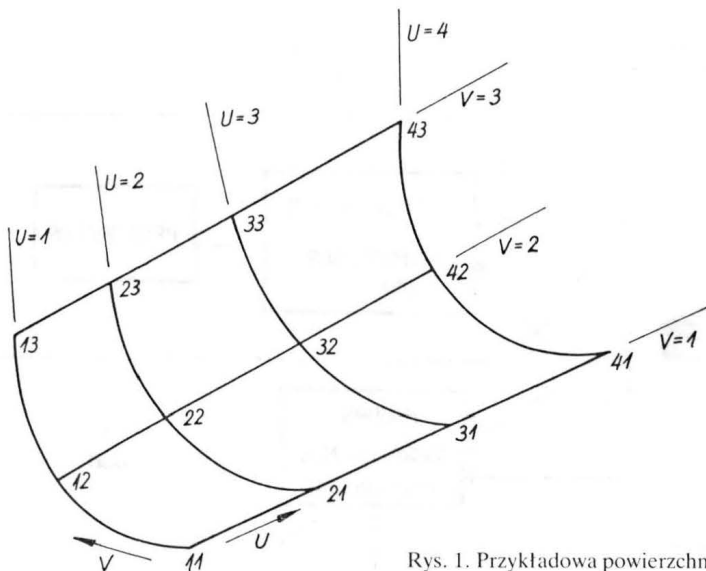
Na obecnym etapie rozwoju techniki, przy projektowaniu i konstruowaniu nowego typu samolotu, jego geometria (oprócz normalnych rysunków konstrukcyjnych) jest numerycznie odwzorowana i zapisana w pamięci komputera. Numeryczny zapis geometrii znacznie ułatwia odwzorowanie dowolnego fragmentu samolotu oraz jest podstawową bazą danych do obróbki poszczególnych elementów i części samolotu oraz oprzyrządowania na obrabiarkach sterowanych numerycznie.

Jednym z systemów numerycznego odwzorowania geometrii jest system NMG (Numerical Master Geometry). Jest on oparty na definiowaniu powierzchni metodą Coonsa i umożliwia definiowanie powierzchni o podwójnej krzywiznie, tzn. takich, których krzywe graniczne mają dowolny charakter.

System NMG – Aircraft Design System został opracowany i wprowadzony do eksploatacji w 1965 r. przez British Aircraft Corporation Ltd. Od 1977 r. jest eksploatowany w OBR-SK Mielec na minikomputerze SM4-Kongsberg i jest używany przy projektowaniu i odwzorowywaniu geometrii samolotu.

## Podstawy matematyczne

Powierzchnia definiowana w systemie NMG jest oparta na punktach leżących na niej. Punkty te są ułożone wzdłuż dwóch kierunków  $U$  i  $V$ , które tworzą regularną siatkę (rys. 1).



Rys. 1. Przykładowa powierzchnia

Matematycznie powierzchnia jest opisana jako funkcja wektorowa dwóch zmiennych skalarnych:

$$\bar{P} = \bar{P}(U, V) \quad (1)$$

$$\bar{P} = [X(U, V), Y(U, V), Z(U, V)]$$

gdzie:  $U \in \langle 1, N \rangle$ ,  
 $V \in \langle 1, M \rangle$ ,

$N, M$  – liczba punktów siatki w kierunku  $U$  i  $V$ .

Jeżeli jeden z parametrów jest stały, a drugi zmienia się w pełnym zakresie, wynikiem funkcji jest linia leżąca na powierzchni, tzw. linia stałego parametru. Linie stałego parametru określone wzorami:

$$\bar{P} = \bar{P}(U, V = \text{const}) \text{ dla } V = 1, 2, \dots, M \quad (2)$$

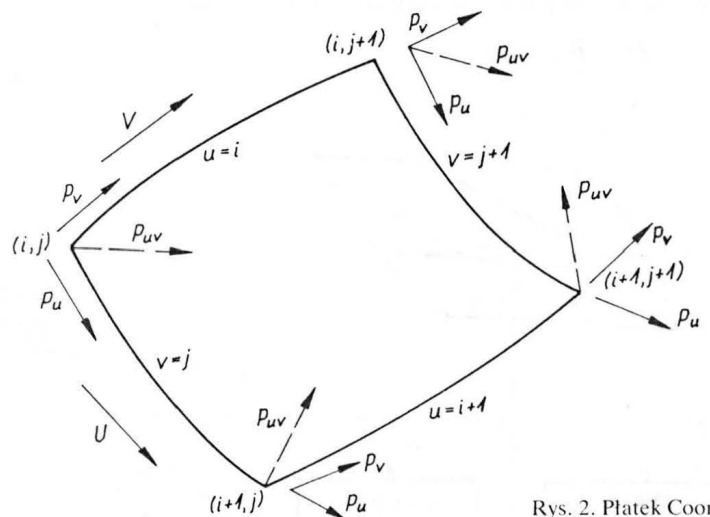
$$\bar{P} = \bar{P}(U = \text{const}, V) \text{ dla } U = 1, 2, \dots, N \quad (3)$$

dzielią powierzchnię na  $(N-1) \times (M-1)$  płatek, a punkty przecięcia tych linii tworzą  $N \times M$  punktów wierzchołkowych. Punkt wierzchołkowy jest identyfikowany przez indeks.

$$(i, j) \quad i = 1, 2, \dots, N$$

$$j = 1, 2, \dots, M$$

Danymi wejściowymi do utworzenia powierzchni w najprostszym przypadku są tylko współrzędne punktów wierzchołkowych. Na pod-

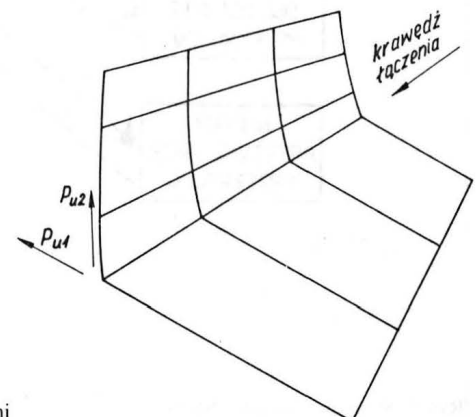


Rys. 2. Płatek Coonsa

stawie tych danych system wylicza dwa dalsze rodzaje parametrów niezbędnych do określenia powierzchni, tj. wektory styczne i wektory skrętu.

## Wektory styczne

Każda linia stałego parametru określona wzorem (2) i (3) jest traktowana jako krzywa składana (spline) i tą metodą są obliczane wek-



Rys. 3. Łączenie powierzchni

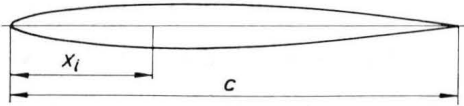
tory styczne w punktach wierzchołkowych. Dla linii (2) jest obliczony wektor:

$$\bar{P}_u = \frac{\partial \bar{P}(U, V = \text{const})}{\partial U}, \quad V = 1, \dots, M \quad (4)$$

styczny w danym punkcie wierzchołkowym do powierzchni w kierunku  $U$ . Podobnie dla linii (3) jest obliczony wektor:

$$\bar{P}_v = \frac{\partial \bar{P}(U = \text{const}, V)}{\partial V}, \quad U = 1, \dots, N \quad (5)$$

styczny w danym punkcie wierzchołkowym do powierzchni w kierunku  $V$ .



Rys. 4. Liczenie punktów na profilu skrzydła

Metoda obliczeniowa krzywych składanych podana w [1, 2, 3] opiera się na następujących założeniach:

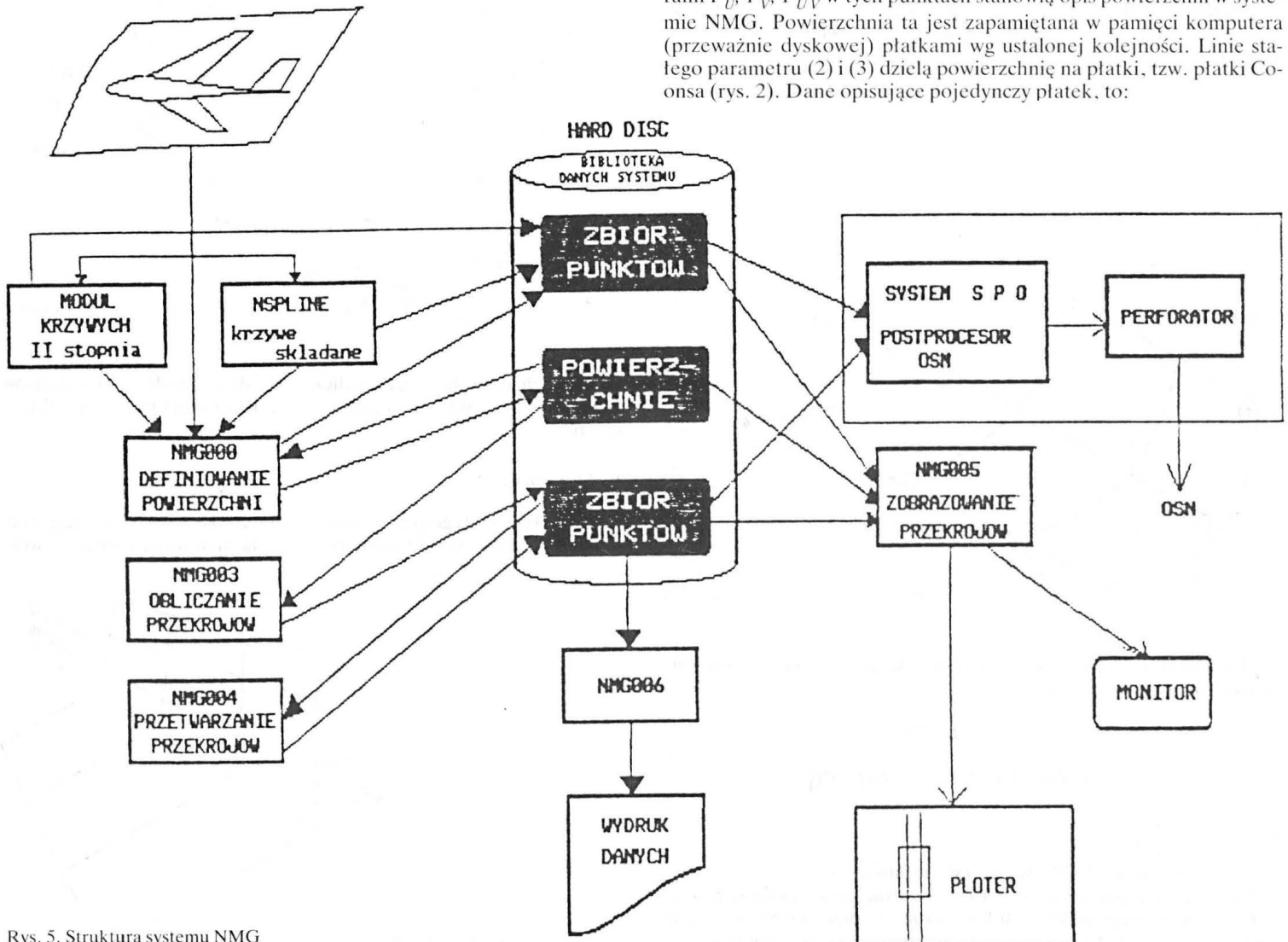
— krzywa składana opisana wzorem:  $\bar{P}(U) = B_1 + B_2U + B_3U^2 + B_4U^3$  jest krzywą unormowaną, tzn. parametr  $U$  zmienia się w zakresie  $0 \leq U \leq 1$  dla poszczególnego segmentu,

— za warunki brzegowe przyjęto warunek na parabolę.

Powyższe założenia oznaczają, że wyrażenia na obliczanie wektorów stycznych w punktach skrajnych przyjmą postać:

$$\bar{P}'_1 + \bar{P}'_2 = 2(\bar{P}_2 - \bar{P}_1)$$

$$\bar{P}'_{N-1} + \bar{P}'_N = 2(\bar{P}_N - \bar{P}_{N-1}) \quad (6)$$



Rys. 5. Struktura systemu NMG

Ostatecznie układ równań liniowych, na podstawie którego można obliczyć wektory styczne na danej linii, przyjmie postać:

$$\begin{matrix} 1100 \dots 0 & \bar{P}'_1 & 2(\bar{P}_2 - \bar{P}_1) \\ 1410 \dots 0 & \bar{P}'_2 & 3(\bar{P}_3 - \bar{P}_1) \\ 0141 \dots 0 & \bar{P}'_3 & 3(\bar{P}_4 - \bar{P}_2) \\ 0014 \dots 0 & \bar{P}'_4 & 3(\bar{P}_5 - \bar{P}_2) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 00 \dots 141 & \bar{P}'_{N-1} & 3(\bar{P}_N - \bar{P}_{N-2}) \\ 00 \dots 011 & \bar{P}'_N & 2(\bar{P}_N - \bar{P}_{N-1}) \end{matrix} \times \begin{matrix} \bar{P}'_1 \\ \bar{P}'_2 \\ \bar{P}'_3 \\ \bar{P}'_4 \\ \vdots \\ \bar{P}'_{N-1} \\ \bar{P}'_N \end{matrix} = \begin{matrix} 2(\bar{P}_2 - \bar{P}_1) \\ 3(\bar{P}_3 - \bar{P}_1) \\ 3(\bar{P}_4 - \bar{P}_2) \\ 3(\bar{P}_5 - \bar{P}_2) \\ \vdots \\ 3(\bar{P}_N - \bar{P}_{N-2}) \\ 2(\bar{P}_N - \bar{P}_{N-1}) \end{matrix} \quad (7)$$

Powyższy układ równań liniowych należy rozwiązać dowolną metodą i wówczas otrzymamy szukane wektory styczne.

*Wektory skrętu (ang. twist)*

Wektory te, zwane również wektorami krzywizny powierzchni, określają charakter powierzchni pomiędzy liniami stałego parametru. Są one definiowane jako:

$$\bar{P}_{UV} = \frac{\partial^2 \bar{P}(U, V)}{\partial U \partial V} = \frac{\partial \bar{P}_V}{\partial U} \quad (8)$$

Są one obliczane, podobnie jak wektory  $\bar{P}_U$ , metodą krzywej składanej, w której we wzorze (7) zmiennym  $\bar{P}_1, \bar{P}_2, \dots, \bar{P}_N$  odpowiadają wcześniej obliczone  $\bar{P}_{V1}, \bar{P}_{V2}, \dots, \bar{P}_{VN}$ .

Współrzędne punktów wierzchołkowych wraz z obliczonymi wektorami  $\bar{P}_U, \bar{P}_V, \bar{P}_{UV}$  w tych punktach stanowią opis powierzchni w systemie NMG. Powierzchnia ta jest zapamiętana w pamięci komputera (przeważnie dyskowej) plątkami wg ustalonej kolejności. Linie stałego parametru (2) i (3) dzielą powierzchnię na plątki, tzw. plątki Coonsa (rys. 2). Dane opisujące pojedynczy plątek, to:

- współrzędne punktów wierzchołkowych  $\bar{P}$ ,
- współrzędne wektora stycznego do linii  $V = \text{const}$  w danym punkcie wierzchołkowym  $\bar{P}_U$ ,
- współrzędne wektora stycznego do linii  $U = \text{const}$  w danym punkcie wierzchołkowym  $\bar{P}_V$ ,
- współrzędne wektora krzywizny w danym punkcie  $\bar{P}_{UV}$ .

Jak z powyższego wynika, pojedynczy płatek jest opisywany przez 48 liczb rzeczywistych (wszystkie są zapisane w pamięci). Metoda zapisu powierzchni płatek po płatku nie jest optymalna ze względu na powtarzanie tych samych danych dla sąsiednich płatek, ale ma pewne zalety. Upraszcza algorytm obliczania przekroju oraz pozwala na łączenie kilku powierzchni w jedną. Jedynym warunkiem połączenia dwóch powierzchni jest zgodność punktów wierzchołkowych na krawędzi ich łączenia. Pozwala to łączyć powierzchnie, które w danym punkcie mają różne styczne (rys. 3).

Mając zapisaną w pamięci komputera powierzchnię, mamy możliwość obliczania współrzędnych dowolnego punktu leżącego na powierzchni wg zależności:

$$\bar{P}(U, V) = [1 \quad \tilde{U} \quad \tilde{U}^2 \quad \tilde{U}^3] [C] \begin{matrix} 1 \\ \tilde{V} \\ \tilde{V}^2 \\ \tilde{V}^3 \end{matrix} \quad (9)$$

Niech  $i, j$  będzie indeksem punktu wierzchołkowego płatka, na którym leży punkt o parametrach  $U, V$ . Wówczas:

$$i \leq U \leq i+1, \quad j \leq V \leq j+1$$

stąd:

$$\tilde{U} = U - i, \quad \tilde{V} = V - j, \quad 0 \leq \tilde{U}, \tilde{V} \leq 1$$

gdzie:  $\tilde{U}, \tilde{V}$  – parametry unormowane.

Macierz  $C$  jest obliczana jako:

$$C = \begin{matrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -3 & -2 & 3 & -1 \\ 2 & 1 & -2 & 1 \end{matrix} \times C_p \times \begin{matrix} 1 & 0 & -3 & 2 \\ 0 & 1 & -2 & 1 \\ 0 & 0 & 3 & -2 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{matrix} \quad (10)$$

gdzie:  $C_p$  – tzw. macierz płatka

$$C_p = \begin{matrix} \bar{P}(i, j) & \bar{P}_V(i, j) & \bar{P}(i, j+1) & \bar{P}_U(i, j+1) \\ \bar{P}_U(i, j) & \bar{P}_{UV}(i, j) & \bar{P}_U(i, j+1) & \bar{P}_{UV}(i, j+1) \\ \bar{P}(i+1, j) & \bar{P}_V(i+1, j) & \bar{P}(i+1, j+1) & \bar{P}_U(i+1, j+1) \\ \bar{P}_U(i+1, j) & \bar{P}_{UV}(i+1, j) & \bar{P}_U(i+1, j+1) & \bar{P}_{UV}(i+1, j+1) \end{matrix} \quad (11)$$

Macierz płatka zawiera wszystkie dane opisujące dany płatek powierzchni.

Różniczkując zależność (9) po  $U$  i  $V$ , otrzymujemy zależność na obliczanie wektorów stycznych do powierzchni w punkcie  $U, V$  w kierunku  $U$  i  $V$ . Wektory te pozwalają wyznaczyć wektor normalny do powierzchni w danym punkcie, obliczany jako iloczyn wektorowy:

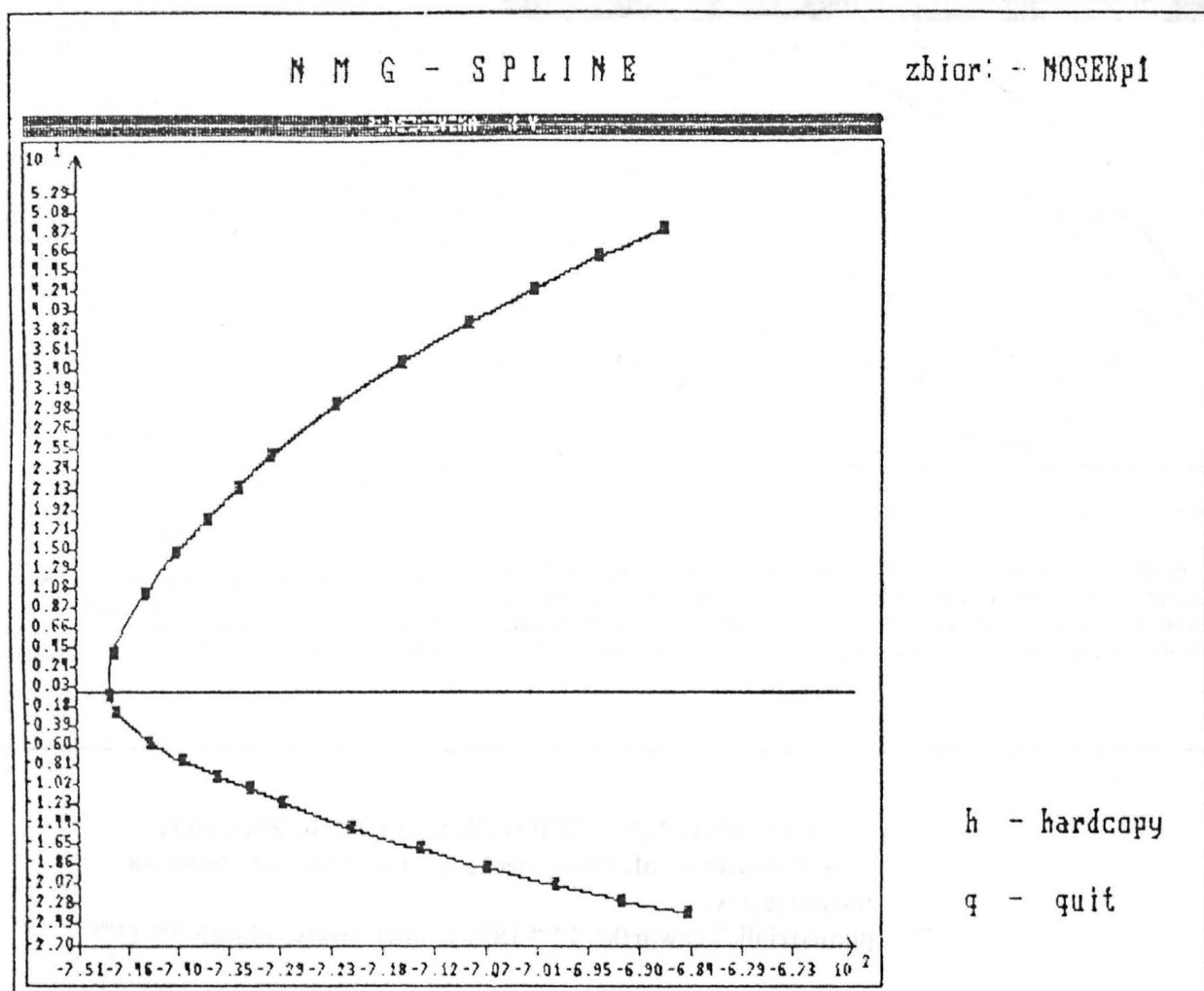
$$\bar{N}(U, V) = \bar{P}_U(U, V) \times \bar{P}_V(U, V) \quad (12)$$

Obliczenie tego wektora pozwala na obliczenie drogi środka freza przy obróbce na OSN określonego konturu powierzchni.

*Uwagi*

- Jeżeli przy definiowaniu powierzchni zakładamy określoną wartość któregoś z wektorów  $\bar{P}_U, \bar{P}_V$  lub  $\bar{P}_{UV}$  w określonych punktach wierzchołkowych, wówczas ze wzoru (7) należy usunąć równanie odpowiadające zdefiniowanemu wektorowi i rozwiązać pozostały układ równań.

- Przyjęcie warunków brzegowych na parabolę umożliwia zdefiniowanie (za pomocą dwóch punktów i odpowiednich wartości wektorów



Rys. 6. Obraz krzywej NMG na monitorze

stycznych) krzywej drugiego stopnia, która bardzo często występuje w opisie powierzchni lotniczych.

• Dla tak przyjętego opisu powierzchni pochodne drugiego rzędu nie są równe.

$$\frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial U \partial V} = \frac{\partial \bar{P}_V}{\partial U} \neq \frac{\partial \bar{P}_U}{\partial V} = \frac{\partial^2 \bar{P}}{\partial V \partial U}$$

Oznacza to, że powierzchnia nie jest symetryczna ze względu na parametry  $U$  i  $V$ . Zamiana kierunków  $U$  i  $V$  z reguły prowadzi do różnej powierzchni. Ponieważ w NMG przyjęto:

$$\bar{P}_{UV} = \frac{\partial \bar{P}_V}{\partial U}$$

zaleca się, aby większa krzywizna była zdefiniowana w kierunku  $V$ .

• Przyjęcie w obliczeniach parametru unormowanego stwarza pewne niedogodności. W zasadzie wymaga się, aby różnice odległości między punktami wierzchołkowymi na danej linii były stałe, albo aby przyrost tych odległości był stały. Dla powierzchni skrzydła, statecznika pionowego lub poziomego punkty opisujące profil powinny być zdefiniowane zgodnie z podziałką paraboliczną (rys. 4) i obliczone ze wzoru:

$$X = \left(\frac{M}{N}\right)^2 \times C$$

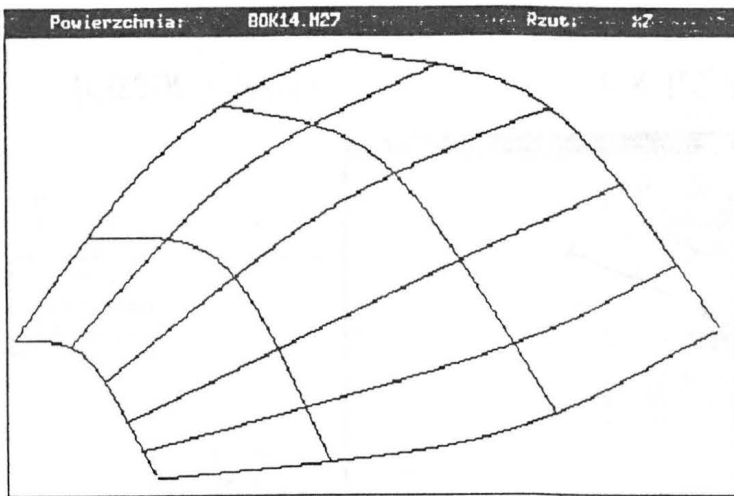
gdzie:  $C$  – cięciwa profilu,

$N$  – liczba punktów na profilu,

$M$  – nr kolejnego punktu na profilu ( $M = 0, 1, 2, \dots, N$ ).

#### NMG na mikrokomputerach

System NMG był do tej pory eksploatowany na dużych komputerach i minikomputerach. Niewielki dostęp do tych urządzeń spowodował znaczne ograniczenie liczby bezpośrednich użytkowników tego systemu.



Rys. 7. Obraz powierzchni na monitorze

Konstruktor tworzył geometrię samolotu na rysunku. Rysunek ten przejmował konstruktor-programista i odwzorowywał geometrię na minikomputerze, często konsultując się z konstruktorem. W efekcie geometria samolotu była tworzona przez „dwie osoby”. Gdy mikro-

komputery stały się łatwo dostępne, konstruktor sam może tworzyć geometrię numeryczną samolotu. Implementacja systemu NMG na mikrokomputerze sprawia, że praktycznie każdy konstruktor i technolog ma dostęp do tego systemu.

Na podstawie przedstawionych wcześniej rozważań matematycznych, autor opracował system NMG pracujący na mikrokomputerze IBM XT. Wymagany sprzęt to: IBM XT w wersji podstawowej, jeden dysk twardy, ploter. Aby rozszerzyć system o postprocesor obrabiarkowy, do mikrokomputera należy podłączyć perforator tasiemki. Na rys. 5 przedstawiono podstawową strukturę systemu, która wyróżnia się budową modułową. Moduły te są programami napisanymi w języku Turbo-Pascal. Poszczególne moduły spełniają następujące funkcje:

• NSPLINE – moduł definiowania krzywych. Umożliwia definiowanie krzywej przestrzennej metodą splajnu normalnego, jak i metodą splajnu unormowanego typowego dla NMG. Pozwala na pewne operacje na krzywych.

• NMGCOO – moduł definiowania powierzchni. Definiuje powierzchnię oraz umożliwia pewne operacje na powierzchniach, jak:

- wydzielanie fragmentu powierzchni (PART),
- zagęszczanie lub rozrzedzanie siatki (REMESH),
- zmianę układu współrzędnych (TRANSFORM),
- łączenie kilku powierzchni w jedną (MERGE).

Zdefiniowana powierzchnia zostaje zapisana na dysku.

• NMG003 – moduł wykonania przekroju. Definiuje płaszczyznę, którą należy przeciąć określoną powierzchnię. Oblicza punkty leżące na przekroju i zapisuje wynikowy zbiór punktów na dysku. Może obliczać przekrój z dowolnym odsunięciem od konturu teoretycznego (np. z uwzględnieniem promienia freza, jeśli obliczany kontur ma być obrabiany na OSN).

• NMG004 – moduł obróbki przekroju. Umożliwia obcięcie przekroju na zadanych wymiarach w dowolnym układzie współrzędnych.

• NMG005 – moduł zobrazowania powierzchni lub przekroju. Umożliwia graficzne przedstawienie powierzchni lub przekroju na monitorze ploterze (rys. 6 i 7).

• NMG006 – moduł redagujący. Umożliwia wydruk współrzędnych punktów przekroju w dowolnym układzie współrzędnych.

Współrzędne punktów przekroju mogą być danymi wejściowymi do Systemu Programowania Obrabiarek (SPO), który został opracowany w OBR-SK i WSK PZL-Mielec. Dane te można również wykorzystać bezpośrednio do sterowania obrabiarką za pomocą odpowiedniego postprocesora obrabiarkowego.

Zdaniem autora system NMG (mimo pewnych wad i niedogodności) jeszcze przez pewien czas pozostanie jednym z podstawowych systemów numerycznego odwzorowania geometrii w naszym przemyśle lotniczym. Pojawienie się mikrokomputerów i implementacja na nich systemu NMG powinny spowodować, że system ten będzie ogólnie dostępny. Mikrokomputerowa wersja systemu NMG może znaleźć zastosowanie nie tylko w przemyśle lotniczym, ale również samochodowym, okrętowym oraz wszędzie tam, gdzie spotykamy się z powierzchniami o podwójnej krzywiznie.

#### LITERATURA

1. F. ROGERS, J. A. ADAMS: Mathematical elements for computer graphics. Mc Graw-Hill, 1975 r.
2. P. BEZIER: Numerical Control Mathematics and Applications. John Wiley, 1972 r.
3. W. ADAMSKI: Numeryczne odwzorowanie geometrii samolotu. *TLiA* 1979 r., nr 3
4. Curved surfaces in engineering, computer methods for design manufacture. Churchill College. Cambridge, England 1972 r.
5. NMG – Design System, User Manual. British Aircraft Corporation Ltd.
6. NMG – system examples. British Aircraft Corporation Ltd.

**CENTRALNA BIBLIOTEKA TECHNICZNA NOT**  
w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel.:27-36-12, 26-85-88  
czynna jest w:  
poniedziałki, czwartki: 12<sup>00</sup>-18<sup>00</sup>; wtorki, środy, piątki: 9<sup>30</sup>-15<sup>00</sup>



# Propozycje dotyczące wyposażenia rolniczych statków powietrznych

Doc.dr inż. ROBERT S.ROWIŃSKI

Zakład Agrolotnictwa  
Akademia Rolniczo-Techniczna  
Olsztyn

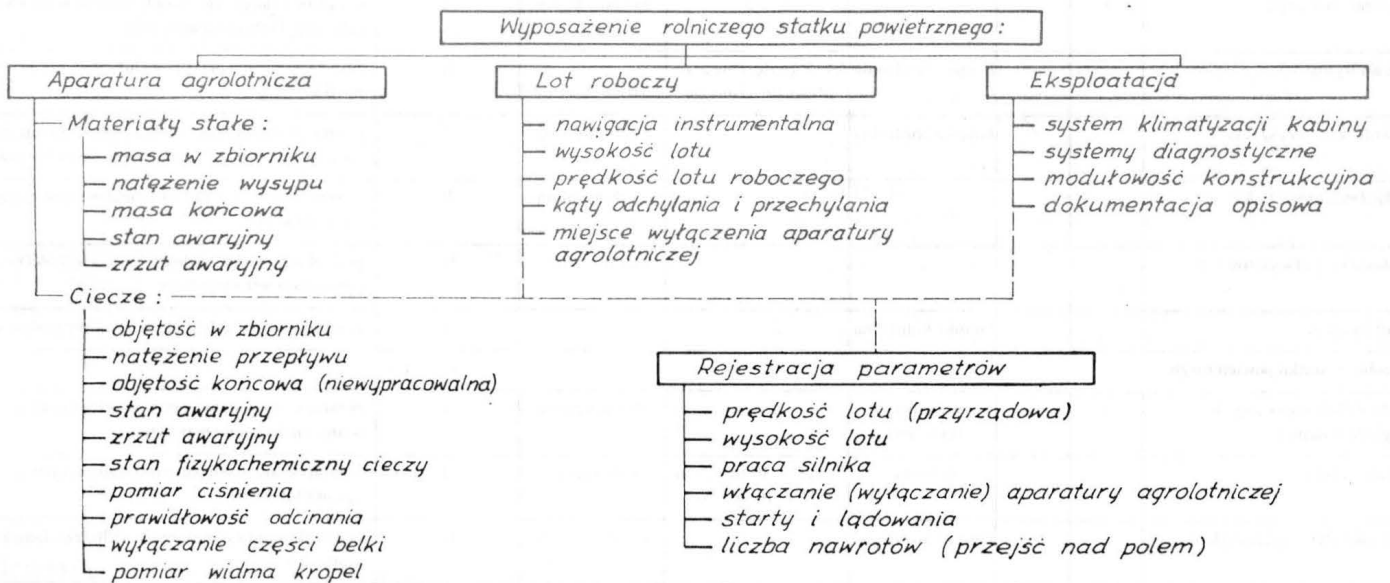
Coraz powszechniejsze stosowanie statków powietrznych w zabiegach chemizacyjnych w rolnictwie, leśnictwie i w innych działach gospodarki narodowej spowodowało konieczność budowy specjalistycznych statków powietrznych przeznaczonych głównie lub jedynie do tego celu. Zaczęto więc opracowywać wymagania techniczne lub szczegółowsze warunki techniczne dla rolniczych statków powietrznych. Jednymi z pierwszych były przedłożone już na początku lat siedemdziesiątych przez Stałą Komisję Transportu RWPG wymagania wobec samolotu rolniczego małego udźwigu i śmigłowca rolniczego. Prace te rozwinęto – np. warunki techniczne dla samolotu M-15 Belphégor.

Stosowane wymagania obejmują zasadniczo: bezpieczeństwo lotu, jakość zabiegu agrolotniczego oraz ekonomikę. Wymagania dotyczące bezpieczeństwa lotu są zawarte głównie w przepisach budowy

stracja (ciągła, okresowa) tych wielkości, które mają wpływ na bezpieczeństwo lotu i jakość zabiegu. Zestawienie wymaganego wyposażenia statku powietrznego przedstawiono schematycznie na rys. Poniżej bardziej szczegółowo opisano poszczególne elementy systemu.

## Aparatura agrolotnicza

- Pomiar zawartości masy (objętości) cieczy w zbiorniku – informujący na bieżąco o ilości środków. Pomiar ten jest również niezbędny jako zabezpieczenie przed przekroczeniem dopuszczalnej masy startowej statku powietrznego.
- Pomiar natężenia wysypu (wypływu) – jeden z najważniejszych parametrów wymagających kontroli, mający istotny wpływ na jakość zabiegu. Przy właściwym urządzeniu, pomiar ilości środków chemicz-



Rys. Schematyczny zestaw wyposażenia rolniczego statku powietrznego

statku powietrznego. Jakość zabiegu i ekonomikę powinny gwarantować zrealizowane wymagania (warunki) techniczne i stosowanie właściwych technologii i organizacji pracy. Problemy te analizował m.in. T.Kostia [1], W.A. Stelmaszczyk [4] i inni autorzy.

Ze względu na złożoność i szeroki zakres problemu, w artykule ograniczono się do analizy pewnych wymagań dotyczących wyposażenia statku powietrznego mających głównie wpływ na jakość zabiegu agrolotniczego, z uwzględnieniem aspektów ekologicznych.

## Wyposażenie statku powietrznego

Pilot powinien dysponować informacjami o prowadzonym przez siebie zabiegu oraz mieć możliwość zmian określonych parametrów wpływających na jakość. Jednocześnie powinna być zapewniona rej-

nych w zbiorniku może mieć dla pilota wartość informacyjną (nie dotyczy przeciętnia konstrukcji).

- Sygnalizacja o masie (objętości) końcowej rozprzestrzenianych środków – dla środków stałych informacja o masie, która nie gwarantuje już wymaganego natężenia wysypu, dla ciekłych – ilość cieczy niwypracowywalnej, od której występuje niestabilna praca układu (pulsacje ciśnienia).

- Sygnalizacja stanu awaryjnego – informacja o nieprawidłowości działania aparatury (przerwa w pracy urządzenia wspomagającego wysyp, zatkanie dozownika, spadek ciśnienia, spadek natężenia wpływu itd.).

- Awaryjny zrzut środka – w stanach zagrożenia możliwości pozbycia się przez pilota transportowanych środków. Czas zrzutu:  $5 \div 8$  s dla środków stałych i  $2 \div 5$  s dla cieczy. Dla środków ciekłych powinien

być stosowany neutralizator, który wypływając lub wysypując się z masą zrzuconej cieczy mógłby ograniczać negatywne skutki ekologiczne zrzutu.

Ponadto dla aparatury cieczej:

- Stan fizykochemiczny rozprzestrzenianej cieczy – rozumiany jako prawidłowość mieszania i określony np. obrotami mieszadła, natężeniem przepływu cieczy powracającej do zbiornika we wtórnym obiegu lub inną wielkością charakterystyczną.

- Pomiar ciśnienia – za pompą, jako miara prawidłowości przyjętych nastaw oraz pomiar wartości bezwzględnej ciśnienia lub różnicy

tych wielkości (różnicy ciśnień) na wybranym rozpylaczu (lub średniej wartości z grupy rozpylaczy). Pomiar ten informujący o spadku ciśnienia za pompą ma decydujący wpływ na jakość rozpylenia.

- Sygnalizacja prawidłowości odcinania – informująca o zamknięciu się układu i niewyciekaniu cieczy przez rozpylacze (nie dotyczy innych przyczyn podcieków).

- Wyłączanie części belki – możliwość wyłączania przez pilota części rozpylaczy na belce (np. gdy wymaga tego zabieg, lub w akcji poprawkowej).

- Pomiar widma rozprzestrzenianych kropeł – układ traktowany

TABLICA. Wymagania dotyczące proponowanego wyposażenia rolniczego statku powietrznego

Wyszczególnienie	Pomiar		Typ	Dokładność pomiaru	Korekta	Kolejność opracowania	Uwagi
	ciągły	nieciągły					
<b>Materiały stałe</b>							
Wskazanie ilości środków stałych w zbiorniku	+		wstęgowy (cyfrowy)	$\Delta \leq 10\%$ ale $\leq 50$ kg		I	przy działającym wskaźniku natężenia wysypu większa dokładność nie jest potrzebna
Natężenie wysypu	+		cyfrowy	$S \leq 5\%$	z kabiny pilota	II	bardzo istotny parametr, jeden z decydujących o dawce
Wartość kątowna		+	lampka kontrolna	$\Delta 10\%$		II	konieczność określenia tej wielkości dla każdego statku powietrznego
Stan awaryjny			lampka kontrolna	$\Delta \geq 5$ s zatkanie		II	do sprecyzowania: albo zatkanie wysypu, albo odchyłka od natężenia wysypu, np. $\Delta \geq 5$ s
Zrzut awaryjny			lampka kontrolna	$5 \div 8$ s		I	
<b>Ciecze</b>							
Ilość cieczy w zbiorniku	+		wstęgowy (cyfrowy)	$\Delta \leq 10\%$		I	przy działającym wskaźniku natężenia przepływu większa dokładność nie jest potrzebna
Wartość niewypracowywalna		+	lampka sygnalizacyjna	$\Delta \leq 5\%$		I	sygnalizacja niestatecznego przepływu spowodowanego np. zapowietrzeniem się pompy
Natężenie przepływu	+		wstęgowy (cyfrowy)	$S \leq 3\%$	z kabiny pilota	I	bardzo istotny parametr. Dokładność w klasach do 2, do 10, do 30 i powyżej 30 dm <sup>3</sup> /s
Ciśnienie za pompą	+			$S \leq 3\%$	z kabiny pilota	I	decyduje o natężeniu przepływu i wielkości kropeł (dla rozpylaczy ciśnieniowych)
Stan awaryjny			lampka kontrolna	$\Delta \geq 5$ s natężenie przepływu lub ciśnienie		II	zmiana natężenia przepływu lub ciśnienia, powyżej np. 5 s
Prawidłowość mieszania		+	lampka kontrolna		z kabiny pilota	I	pomiar pośredni przez wielkość obrotów mieszadła, ciśnienie w przewodach za zaworem, natężenie przepływu
Wyłączanie części belki					z kabiny pilota	II	do obróbki obrzeży pól o zróżnicowanych kształtach i do poprawek
Średnica kropeł wylotowych					z kabiny pilota	IV	przyszłościowo układ do pomiaru wielkości kropeł opuszczających rozpylacze
Zrzut awaryjny			lampka kontrolna	$2 \div 5$ s		I	ze środkiem neutralizującym działanie pestycydu
<b>Lot roboczy statku powietrznego</b>							
Prędkość lotu roboczego $V_r$ (względem ziemi)	+		wstęgowy (cyfrowy)	1 m/s	z kabiny pilota	I	pomiar $V_r$ względem ziemi z uwzględnieniem prędkości wiatru i uśrednieniem porywów
Wysokość lotu	+		cyfrowy	dla $H \leq 10$ m; 0,5 m dla $H > 10$ m, 5%	z kabiny pilota	I	pomiar od urządzeń rozprzestrzeniających do szczytu uprawy lub ziemi
Kąty odchylenia, przechylenia		+	lampka kontrolna		z kabiny pilota	III	po przekroczeniu ustalonych odchyłek – lampka kontrolna
Nawigacja instrumentalna	+		cyfrowy	$1 \div 3$ m	z kabiny pilota	I	najważniejszy obecnie przyrząd do zabiegów agro
Miejsce wyłączenia aparatury		+	cyfrowy	$1 \div 2$ m		I	z komputerem nawigacji instrumentalnej, liczba przejść i miejsce włączenia na polu
<b>Rejestracja (czarna skrzynka)</b>							
Wysokość lotu	+		taśma magnetyczna	dla $H \leq 10$ m; 0,5 m dla $H > 10$ m, 5%		II	
Prędkość lotu (przyrządowa)	+		taśma magnetyczna	3 %		II	
Włączenie (wyłączenie) aparatury		+	taśma magnetyczna	—		II	
Praca silnika	+		taśma magnetyczna	10% od zakresu		II	
Liczba nawrotów (przejść) nad polem		+	licznik	—		II	
Liczba startów (lądowań)		+	licznik	—		II	

jako przyszłościowe rozwinięcie obecnych laserowych aparatów stacjonarnych. Umożliwi natychmiastową informację o spektrum kropel opuszczających system opryskujący.

#### Lot roboczy statku powietrznego

- System nawigacji instrumentalnej – umożliwiający prowadzenie rolniczego statku powietrznego wzdłuż określonego toru lotu z utrzymaniem wymaganej szerokości roboczej oraz zliczaniem kolejnych lotów roboczych. Opracowanie i wdrożenie tego systemu jest obecnie podstawowym problemem zabiegów agrolotniczych.

- Pomiar wysokości lotu – informacja ciągła o wysokości lotu od wierzchołków uprawy lub ziemi, istotna dla rozsiewu (większe wysokości lotu) i oprysku (wymagana większa precyzja).

- Pomiar prędkości lotu – informacja ciągła o prędkości lotu względem ziemi (nie  $V_{IAS}$ ). Wielkość ta ma podstawowe znaczenie dla aplikowanej dawki.

- Pomiar kąta odchylenia i przechylenia – dla umożliwienia pilotowi korekty położenia statku powietrznego. Wielkości te wpływają na równomierność rozkładu rozprzestrzenianych środków.

- Miejsce wyłączenia aparatury – w systemie nawigacji instrumentalnej możliwość naprowadzenia pilota na miejsce zabiegu przerwane w poprzednim locie. Urządzenie jest istotnym elementem w procesie ekonomizacji zabiegów agrolotniczych, zwłaszcza przy nawożeniu.

Wydaje się, że wszystkie wymienione parametry mogą być zespolone w jednym urządzeniu.

#### Eksploatacja rolniczego statku powietrznego

- Stan klimatyzacji kabiny pilota – rolniczy statek powietrzny powinien być wyposażony w system skutecznej klimatyzacji (temperatura, wilgotność i skład powietrza w kabinie).

- Systemy diagnostyczne – konieczne jest opracowanie systemów diagnostycznych silnika, osprzętu, płatowca i aparatury agrolotniczej. Wpłynięcie to w zasadniczy sposób na obniżenie czasu przestojów sprzętu.

- Wprowadzenie modułów konstrukcyjnych w aparaturze agrolotniczej. Umożliwi to wymianę zespołów lub agregatów, a nie ich części. Taka możliwość skróci czas przebrojenia i czas przestojów z powodu remontu.

- Dokumentacja opisowa – powinna być wprowadzona jednolita, wyczerpująca dokumentacja opisowa do „Instrukcji użytkownika w locie” i innych dokumentów rolniczego statku powietrznego.

#### Rejestracja parametrów lotu

W standardowym wyposażeniu rolniczych statków powietrznych powinien znajdować się rejestrator parametrów pracy obejmujący następujące wielkości:

- wysokość lotu – rejestracja ciągła,
- przyrządową prędkość lotu – rejestracja ciągła,

- pracę silnika – rejestracja ciągła,
- włączanie (wyłączanie) aparatury,
- starty i lądowania,
- liczba nawrotów (przejść nad polem).

#### Urządzenia załadawcze

Zagadnienia związane z tym problemem nie dotyczą bezpośrednio statku powietrznego, ale jakość tankowanych środków ma bezpośredni wpływ na jakość zabiegu, a czas wykonania czynności naziemnych – na ekonomikę zabiegów agrolotniczych – dlatego też zostały zasygnalizowane w artykule.

Szczególną uwagę należy zwrócić na mechanizację i automatyzację prac naziemnych, z uwzględnieniem takich czynników, jak:

- ochrona personelu,
- ochrona środowiska,
- krótki czas załadunku,
- mała pracochłonność,
- mały koszt urządzeń i ich eksploatacji.

Problemy te zostały szerzej omówione w [2].

#### Wymagania

W tablicy zestawiono wymagania dotyczące proponowanego wyposażenia oraz zaproponowano kolejność opracowania. Wynika ona z pilności potrzeby zastosowania powyższego układu na statku powietrznym oraz z pewnego wyważenia naszych możliwości w tym zakresie.

\* \* \*

Artykuł należy uznać za dyskusyjny, istnieje możliwość dalszych uzupełnień i zmian. Będzie konieczny dobór wyposażenia w zależności od potrzeb użytkownika. Np. w ZSRR może być niezbędny system nawigacji do dalekich przebazowań rolniczych statków powietrznych. Nie są wykluczone inne potrzeby i wymagania.

#### LITERATURA

1. T. KOSTIA: Tendencje rozwojowe sprzętu agrolotniczego. VIII Seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, AR-T, Olsztyn, 1983.
2. R.S. ROWIŃSKI, I. IDŹKOWSKI: Kierunki wymagań technicznych i eksploatacyjnych dla sprzętu naziemnego współpracującego z RSP. Perspektywiczne problemy agrolotnictwa, AR-T, Olsztyn, 1986
3. R.S. ROWIŃSKI, C. WODECKA, M. JUMRYCH: Metodyki badań agrolotniczych rolniczych statków powietrznych. AR-T, Olsztyn, 1985
4. W.A. STELMASZCZUK: Perspektywy udoskonalenia lotniczej aparatury rolniczej i mechanizacja naziemnej obsługi lotnictwa rolniczego. Seminarium EKG ONZ „Aero-Agro 78”, Warszawa, 1978
5. C. WODECKA: Kierunki wymagań agrotechnicznych przyszłościowych rolniczych statków powietrznych i zabiegów nimi wykonywanych. „Perspektywiczne problemy agrolotnictwa”, AR-T, Olsztyn, 1986

## Szukamy zabytków techniki w Polsce

Pod takim hasłem Komisja Historyczna Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Instytut Historii Architektury, Sztuki i Techniki Politechniki Wrocławskiej ogłaszają konkurs fotograficzny. Celem konkursu jest stworzenie warunków do ochrony i popularyzacji polskiej kultury technicznej przez ustalenie zabytków techniki. W konkursie mogą wziąć udział także profesjonalni fotografowie.

Na konkurs należy nadesłać **dwie fotografie** dowolnego formatu, z krótką notą objaśniającą dane urządzenie inżynierskie, maszynę,

narzędzie czy obiekt techniczny o wartościach historycznych.

Prace fotograficzne należy nadsyłać do dnia 1 grudnia 1989 r. pod adresem: Centrum Postępu Technicznego SIMP, Pl. Zamkowy 1, 64-130 Rydzyna (Komisja Historyczna). Do koperty należy dołączyć zaklejoną kopertę z imieniem, nazwiskiem i adresem autora.

Fotografie nadesłane na konkurs nie mogą być nigdzie publikowane.

Przewiduje się następujące nagrody: I miejsce – 50 tys. zł; II miejsce – 40 tys. zł; III miejsce – 30 tys. zł oraz nagrodę specjalną.

Za zajęcie od I do X miejsca włącznie – udział (na koszt organizatorów) w otwarciu wystawy nadesłanych fotografii. Wystawa będzie zorganizowana w CPT SIMP w Rydzynie.

Jury konkursu zastrzega sobie prawo innego podziału nagród przy nie zmienionej sumie przeznaczanej na nagrody.

Organizatorzy konkursu zastrzegają sobie prawo wykorzystania fotografii do publikacji w prasie technicznej.

Wyniki konkursu zostaną ogłoszone w *Informatorze ZG SIMP* i w prasie technicznej.

# Laboratoryjna ocena właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych

Mgr inż. ZBIGNIEW KIERSZKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Do napędu współczesnych samolotów i śmigłowców stosuje się głównie silniki turbinyowe. Paliwa do lotniczych silników turbinowych muszą charakteryzować się ściśle określonymi właściwościami, zapewniającymi niezawodną pracę silników w bardzo zróżnicowanych warunkach. Osiąga się to nadając paliwom określone właściwości eksploatacyjne jak:

- łatwy rozruch silnika na ziemi i w locie na różnych wysokościach,
- stabilność spalania i całkowitość spalania,
- dobre właściwości reologiczne w niskich temperaturach,
- wysoka wartość opałowa,
- właściwości przeciwkorozyjne,
- właściwości przeciwzużyciowe.

Stopień spełnienia tych wymagań ocenia się na podstawie badań kwalifikacyjnych, stoskowych i w warunkach rzeczywistej eksploatacji na silnikach, do których paliwo ma być stosowane. Są to badania długotrwałe i kosztowne, wynika więc potrzeba opracowania metod badań w warunkach laboratoryjnych, dających pełne podstawy do oceny tych właściwości.

Metody laboratoryjne, szybsze i mniej kosztowne, pozwalają ocenić właściwości fizykochemiczne paliw oraz przewidzieć ich wpływ na powierzchnie robocze wybranych elementów silnika w rzeczywistych warunkach eksploatacji. Szczególne znaczenie ma ocena właściwości przeciwzużyciowych paliw lotniczych, decydujących w sposób istotny o niezawodności i trwałości zwłaszcza agregatów paliwowych.

Na podstawie badań wykonanych w minionych latach stwierdzono, że właściwości przeciwzużyciowe paliw do silników turbinowych zależą w istotny sposób od właściwości fizykochemicznych. Szczególny wpływ wywiera zawartość w paliwie substancji powierzchniowo aktywne: związków tlenu, siarki, azotu i węgla. Od zawartości tych substancji zależy adsorpcja paliwa na powierzchniach metalowych i innych. Dlatego do wstępnej oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw A. Markow [1] wprowadził badania zdolności substancji zawartych w paliwie do adsorbowania się na metalowych powierzchniach węzłów tarcia.

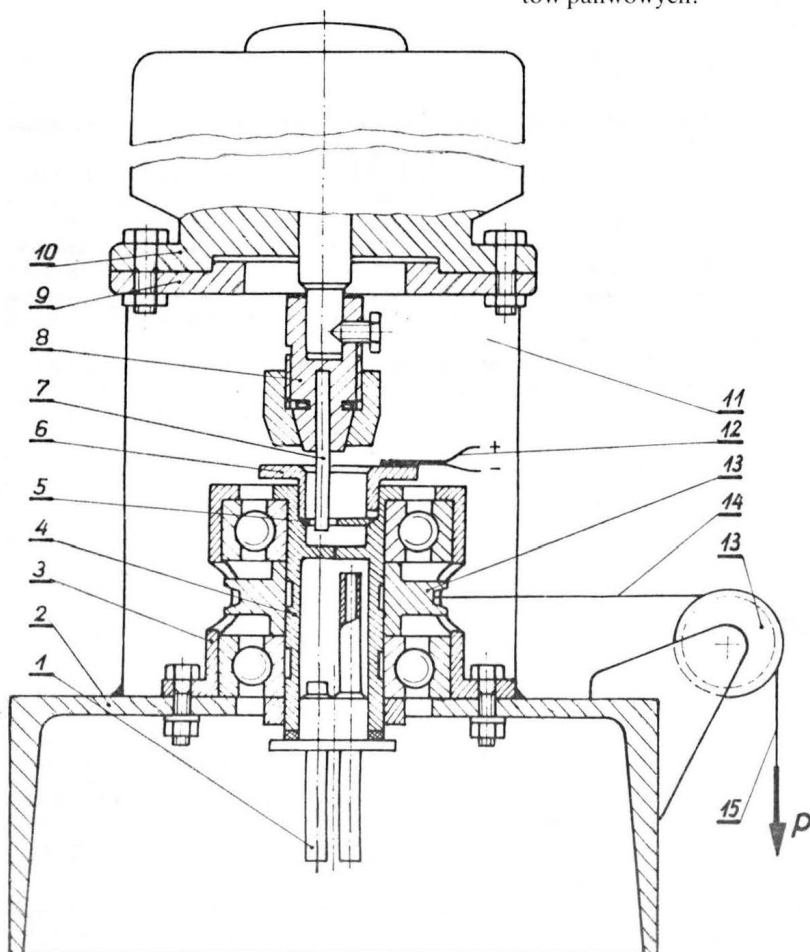
Oceny adsorpcji paliwa dokonano na podstawie pomiaru pracy wyjścia elektronu, tj. energii wyjścia elektronu z pola siatki krystalicznej metalu. Wielkość ta zmienia się w zależności od adsorpcji z paliwa na powierzchni metalu związków aktywnych powierzchniowo. Oceny dokonuje się mierząc kondensatorem w ciągu 3 min różnicę potencjałów na styku metalowej próbki przed jej przetrzymaniem w badanym paliwie i po przetrzymaniu.

Doświadczenia wykazały również, że od wielkości adsorpcji paliwa na metalu zależą siła tarcia w węzłach tarcia nurnikowej pompy paliwowej oraz wartość zużycia czół kulistych nurników pompy. Zależności te, dla badanych rodzajów paliw do silników turbinowych, przedstawiono w tabl. 1.

TABLICA 1. Zależność między różnicą potencjałów przed kontaktowaniem metalowej próbki ze stali St-3 z paliwem i po kontaktowaniu a wielkością zużycia nurników pomp pracujących na tym paliwie

Paliwo	Różnica potencjałów, mV	Zużycie czół nurników, mm	Nacisk sprężyny pompy, MN/m <sup>2</sup>
T-7TP	160	0,06	80
T-1	70	0,09	120
TS-1	55	0,25	220
T-7	25	0,7 ± 0,8	400

Określenie adsorpcyjności paliwa na metalu może służyć jako wstępna ocena właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych. Do oceny przeciwzużyciowych właściwości paliw opracowano wiele metod badań i przyrządów. Schemat jednego z przyrządów laboratoryjnych, PF-1, przedstawiono na rys. 1. Dokładność pomiarów tym przyrządem w warunkach laboratoryjnych, w temp. 20 ± 120° C, wynosi 10%. Wskaźnik właściwości przeciwzużyciowych badanych



Rys. 1. Laboratoryjna maszyna PF-1 do oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych: 1 - rurka doprowadzająca paliwo z termostatu, 2 - podstawa, 3 - obejmę łożyska oporowego, 4 - tuleja, 5 - badana próbka - alumiowa płytkę, 6 - nakrętka zaciskowa, 7 - badana próbka - stalowy wałek, 8 - uchwyt, 9 - kołnierzyk, 10 - silnik elektryczny, 11 - wspornik, 12 - termopara, 13 - koła, 14 - linka, 15 - obciążenie

### Samolot pasażerski średniej pojemności o średnim zasięgu

**KONSTRUKCJA.** Odrzutowy, dwusilnikowy metalowy dolnopląt.

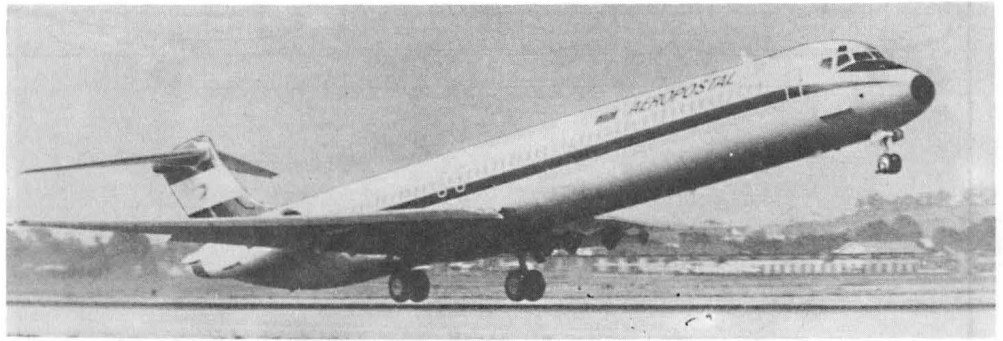
**Plat.** Obrys dwutrapezowy, profil o grubości 11%, skos 24°30' w 25% cięciwy, wznios 3°, kąt zaklinowania 1°15'. Konstrukcja trójdzwigarowa, półskorupowa, kesonowa, metalowo-kompozytowa. Keson i nosok metalowe, spływ z kompozytu szklano-epoksydowego. Na całej rozpiętości sloty, złożone z 12 segmentów. Konstrukcja slotów metalowa. Czterosegmentowe klapy zajmują 64% rozpiętości płata. Lotki wyposażone w klapy odciążające i wyważające. Konstrukcja lotek i klap metalowo-kompozytowa; nosok metalowy, część spływowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Przed klapami 6 segmentów spoilerów. Para segmentów wewnętrznych działa tylko na ziemi, pozostałe – na ziemi i w locie. Przy kadłubie wnęki podwozia głównego, obramowane dźwigarem pomocniczym. W nosku skrzydła instalacja przeciwołdzeniowa. Owiewka skrzydło-kadłub z kompozytu.

**Kadłub.** Przekrój owalny, zbliżony do kołowego. Konstrukcja półskorupowa metalowa fail safe. W przedniej części radar, wnęką podwozia przedniego i kabina załogi. Wnętrze dwupokładowe. Pokład dolny mieści 3 bagażniki, przedzielone kesonem płata. Na pokładzie górnym kabina pasażerska, podzielona, w zależności od wariantu aranżacji, na mniejsze pomieszczenia. Podłoga kabiny o konstrukcji przekładowej, wypełniacz z balsy lub ulownicy Nomex. Fotele w klasie I rozmieszczone w układzie 2 + 2, w klasie turystycznej – 3 + 2, liczba miejsc zależna od wersji – maks. 172. W przedniej i tylnej części pokładu pasażerskiego wejścia (przednie wyposażone w chowane schodki) oraz pomieszczenia pomocnicze (szatnie, toalety, bufet). Nad skrzydłami dwie pary wyjść awaryjnych. Tylne, nieciśnieniowa część kadłuba ma skośne wręgi, których płaszczyzny pokrywają się z płaszczyznami dźwigarów statecznika pionowego. Są też do niej mocowane wsporniki silników. W zakończeniu kadłuba pomocniczy zespół napędowy APU.

**Usterzenie.** W układzie T, usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania. Obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, metalowa. Stery skonstruowane podobnie jak lotki i klapy; noski metalowe, spływy kompozytowe.

**Sterowanie.** Lotki i stery wysokości sterowane ręcznie za pośrednictwem układów linkowych, ster kierunku – hydraulicznie z ręczną korekcją; pozostałe elementy sterujące (klapy, spoilery, statecznik poziomy) – hydraulicznie. Instalacje sterowania wieloobwodowe.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie sterowane, z kółkami bliźniaczymi. Podwozie główne z kółkami bliźniaczymi wyposażonymi w hydrauliczne hamulce tarczowe z chłodzeniem powietrznym i urządzeniem przeciwoślizgowym. Golenie pod-



wozi teleskopowe, amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie – 26 × 6, 6+14, główne – 44,5 × 16,5 ÷ 20.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt-Whitney JT8D, wersje i ciągi zależne od wersji samolotu. Silniki wyposażone w odwracacze ciągu typu muszlowego. Rozruch pneumatyczny. Pomocniczy zespół napędowy APU.

**Instalacje.** Paliwowa – integralne zbiorniki w kesonach skrzydeł, pojemność standardowa 21876 l, możliwość zainstalowania zbiornika dodatkowego w tylnym bagażniku, napełnianie ciśnieniowe lub grawitacyjne. Hydrauliczna – ciśnienie robocze 20,7 MPa, dwuobwodowa, służy do sterowania płatowcem, podwoziem oraz do wypuszczania i chowania schodków przy drzwiach przednich. Pneumatyczna – pobiera powietrze z upustu sprężarek za 8 lub 13 stopniem, zasila instalacje klimatyzacyjną, przeciwołdzeniową i służy do rozruchu silników. Elektryczna – 3 alternatory 40 kVA (2 napędzane przez silniki, 1 – przez APU), 120/208 V 400 Hz prądu trójfazowego. Tlenowa – zasobniki z tlenem, indywidualne maski dla załogi i pasażerów. Klimatyzacyjna – zapewnia odpowiednie nadszczepienie i temperaturę w szczelnej części kadłuba. Przeciwołdzeniowa – noski skrzydeł i usterzeń oraz wloty silników ogrzewane gorącym powietrzem z upustów sprężarek, szyby w kabinie pilotów ogrzewane elektrycznie.

**Wyposażenie.** Radar meteorologiczny z kolorowym monitorem, awionika cyfrowa, 2 zintegrowane systemy kontroli lotu, system automatycznego lądowania, pilot automatyczny, ADF, system sterowania zespołem napędowym, systemy łączności VHF, UHF i HF, system łączności wewnętrznej, system lokalizacji i sygnalizacji awarii i niesprawności.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Rodzina samolotów MD-80 jest kontynuacją rozwoju znanego samolotu DC-9, którego prototyp oblatano w 1965 r. i który produkowano w wielu wersjach do początku lat osiemdziesiątych, kiedy to poddano

go różnym modyfikacjom. Zastosowano nowe skrzydło o poprawionej aerodynamice, nowy zespół napędowy, powiększono zbiorniki paliwa (a przez to i zasięg) oraz w kolejnych wersjach stosowano coraz więcej kompozytów. Przedłużono też kadłub samolotu zwiększając jego ładowność. Prototyp nowej rodziny, oznaczony początkowo DC-9 Super 80, a następnie MD-80, oblatano 18 października 1979 r. Wkrótce rozpoczęto produkcję w następujących wersjach:

— MD-81 – silniki JT8D-209 (po 8230 daN + 330 daN rezerwy), w eksploatacji od października 1980 r.,

— MD-82 – silniki JT8D-217 lub-217A (po 8900 daN + 378 daN rezerwy), 155 miejsc pasażerskich, przeznaczony do obsługi dużych lotnisk, oblatany 8 stycznia 1981 r.,

— MD-83 – wersja o przedłużonym zasięgu, silniki JT8D-219 (po 9340 daN), dodatkowy zbiornik paliwa o pojemności 4390 l w bagażniku tylnym, 155 miejsc pasażerskich, oblatany 17 grudnia 1984 r.,

— MD-87 – skrócony kadłub, silniki JT8D-217B i -217C (po 8900 daN + 378 daN rezerwy), możliwość zamontowania zbiornika w tylnym bagażniku, 109 ÷ 130 miejsc pasażerskich,

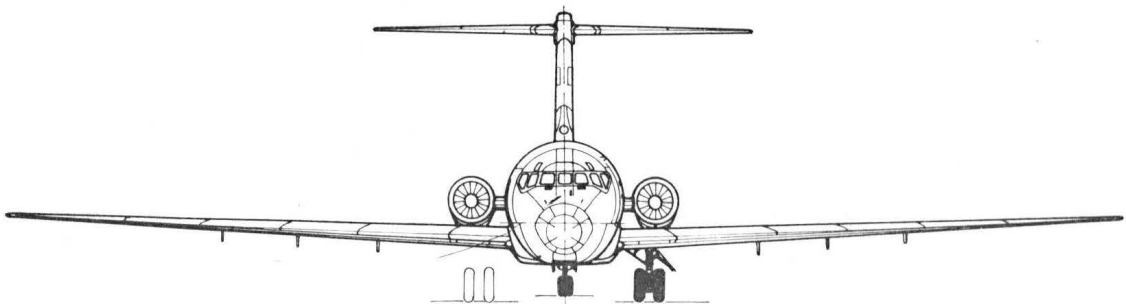
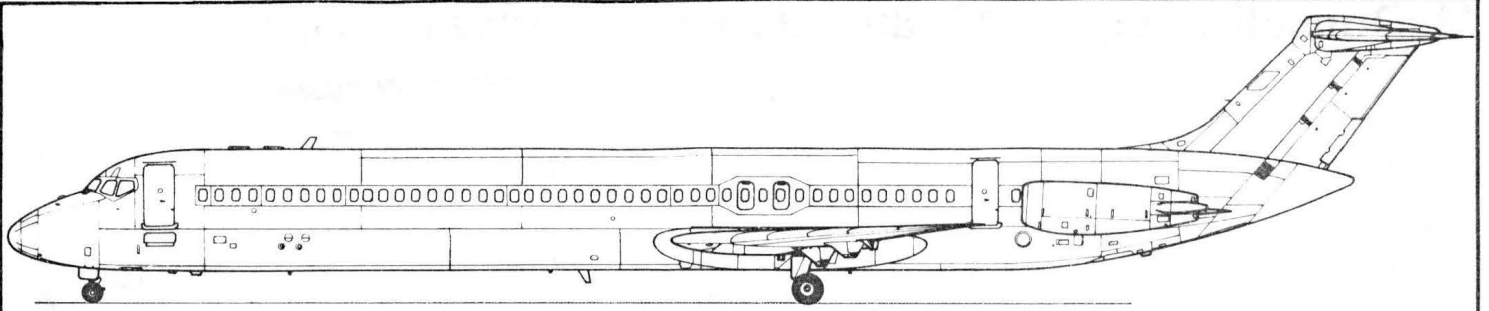
— MD-88 – silniki JT8D-219, system zobrazowania EFIS, zwiększony udział kompozytów w strukturze, 142 miejsca pasażerskie, oblatany w połowie 1987 r.

Samoloty MD-83 i MD-87 są też oferowane w 20-miejscowym wariantcie luksusowym (dla VIP i businessmanów). W końcu lat osiemdziesiątych liczba wyprodukowanych i zamówionych samolotów rodziny MD-80 wynosiła 1000 egz. W produkcji samolotu uczestniczą: Aeritalia (pokrycia kadłuba), Cleveland (podwozia), Pratt-Whitney (silniki) i Calcor (zawieszenia silników) jako główni kooperanci. Rozwój samolotu trwa nadal – niedawno oblatano prototyp nowej rodziny MD-90, przeznaczonej na lata dziewięćdziesiąte. Nosi on oznaczenie MD-90X i jest napędzany wirnikami propfan.

### DANE TECHNICZNE (w nawiasach dane MD-87 z dodatkowym zbiornikiem)

	MD-81	MD-82	MD-83	MD-87					
					Masa paliwa	17748	17748	21273	17748
									(21273) kg
Rozpiętość	32,87	32,87	32,87	32,87 m	Masa ładunku płatnego	17952	19709	18795	17619
Długość	45,06	45,06	45,06	39,75 m					(16951) kg
Wysokość	9,04	9,04	9,04	9,30 m	Masa startowa	63503	67812	72575	63503
Cięciwa u nasady	7,05	7,05	7,05	7,05 m					(67812) kg
Cięciwa przy końcówce	1,10	1,10	1,10	1,10 m	Masa bez paliwa	53524	55338	55338	50802 kg
Rozpiętość usterzenia	12,24	12,24	12,24	12,24 m	Masa do lądowania	58060	58967	63276	58060
Baza podwozia	22,07	22,07	22,07	19,18 m					(58967) kg
Rozstaw podwozia	5,08	5,08	5,08	5,08 m	Obciążenie pow.	534,6	574,7	615,0	534,6
Długość kadłuba	41,30	41,30	41,30	36,30 m					(574,7) kg/m <sup>2</sup>
Dł. wnętrza kabiny	30,78	30,78	30,78	25,78 m	Obciążenie ciągu	3,86	3,81	3,89	3,57
Szer. wnętrza kabiny	3,07	3,07	3,07	3,07 m					(3,81) kg/daN
Wys. wnętrza kabiny	2,06	2,06	2,06	2,06 m	Prędkość pozioma maks.	925	925	925	925
Pow. podłogi kabiny	89,65	89,65	89,65	– m <sup>2</sup>	Prędkość przelotowa maks.	0,80	0,80	0,80	0,80
Poj. wnętrza kabiny	191,9	191,9	191,9	– m <sup>3</sup>	Prędkość przelotowa norm.	0,76	0,76	0,76	0,76
Poj. bagażnika przedniego	13,14	13,14	13,14	13,14 m <sup>3</sup>	Wymagana dł. pasa do startu	2210	2271	2553	1859 m
Poj. bagażnika środkowego	9,80	9,80	9,80	9,80 m <sup>3</sup>	Wymagana dł. pasa do lądowania	1478	1500	2585	1430 m
Poj. bagażnika tylnego	12,54	12,54	12,54	– m <sup>3</sup>	Zasięg maks.	–	–	–	5520
Pow. skrzydła	118	118	118	118 m <sup>2</sup>					(6764) km
Pow. lotek	3,53	3,53	3,53	3,53 m <sup>2</sup>	Zasięg (155 pasażerów)	2896	3798	2501	– km
Pow. statecznika pionowego	9,51	9,51	9,51	9,51 m <sup>2</sup>	Zasięg (130 pasażerów)	–	–	–	4395
Pow. steru kierunku	6,07	6,07	6,07	6,07 m <sup>2</sup>					(5243) km
Pow. usterzenia poziomego	29,17	29,17	29,17	29,17 m <sup>2</sup>	Hałas:				
Wydłużenie skrzydła	9,62	9,62	9,62	9,62	— start	90,4	90,4	90,4	88,7EPNdB(A)
Wydłużenie usterzenia poziomego	5,13	5,13	5,13	5,13	— linia boczna	94,6	94,6	94,6	92,8EPNdB(A)
Masa własna operacyjna	35571	35629	36543	33183	— podejście	93,3	93,3	93,3	93,3EPNdB(A)
				(33851) kg					

T. M.



Samolot szkolno-treningowy

**KONSTRUKCJA.** Dwumiejscowy, turbośmigłowy, całkowicie metalowy dolnopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil NACA 63,A-415 u nasady i NACA 63A-212 przy końcówce, wznios  $5^{\circ}30'$ , kąt zakładowania  $1^{\circ}23'$ , skręcenie  $2^{\circ}12'$ . Konstrukcja jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonach noskowych integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy typu Fowlera zajmują 55% rozpiętości. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja kłap i lotek metalowa. Za dźwigarem głównym przy kadłubie wnęki podwozia głównego. W strukturę skrzydła wkomponowane cztery węzły do podwieszania uzbrojenia. W noskach skrzydeł reflektory.

**Kadłub.** Przekrój owalny. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. W części przedniej kabina z miejscami jedno za drugim, miejsce tylne usytuowane z niewielkim przewyższeniem. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk.8LCP. Jednoczęściowa osłona kabiny, jako elipsoidalna kopuła formowana podciśnieniowo z pleksi, jest otwierana na bok w prawo. Pod podłogą kabiny przechodzi skrzydło. Pod przednią częścią kadłuba, na wysokości kłap skrzydłowych umieszczono płytowy hamulec aerodynamiczny. Tylne części kadłuba bardzo spłaszczona z boków. Tuż za kabiną mieści się wyposażenie elektroniczne, dostępne przez luk z lewej strony kadłuba.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, bardzo zbliżone do krzyżowego. Obrisy obu usterzeń trapezowe. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, metalowa. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie oraz zaopatrzone w kłapki wyważające. Przed statecznikami brzechwy poprawiające opływ.

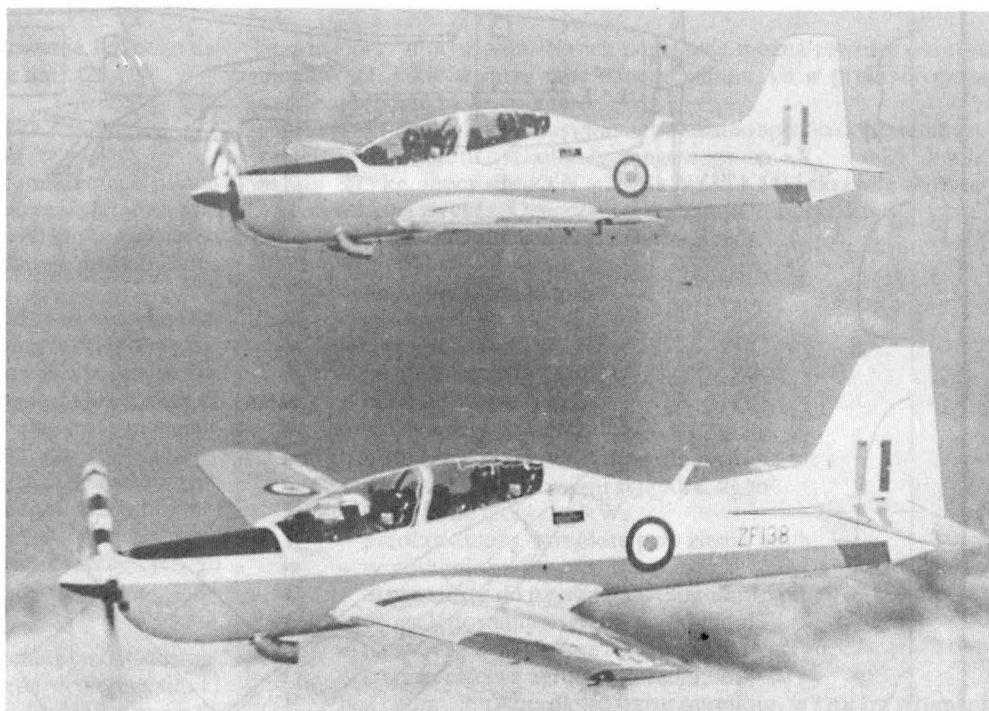
**Sterowanie.** Sterowanie (drażki i pedały) zdwojone. Wszystkie układy sterowania linkowe. Kłapy i hamulec aerodynamiczny wychylane hydraulicznie, kłapki wyważające – elektrycznie.

**Podwozie.** Trójkołowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie – ku tyłowi) i skrzydeł (główne – ku kadłubowi). Wszystkie golenie teleskopowe. Koło przednie sterowane, na widelcu. Koła główne na półwidelcach, wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie – 5.00-5, główne –  $22 \times 6.75-10$ .

**Zespół napędowy.** Silnik turbinowy Garrett TPE 331-12B o mocy 820 kW, śmigło czteropłatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych, tworzącym jednocześnie wspornik podwozia przedniego. Wyloty spalin wyprowadzone ku dołowi. Osłony zespołu napędowego metalowe.

**Instalacje.** Paliwowa – dwa integralne zbiorniki skrzydłowe o pojemności 694 l, napełnianie grawitacyjne. Hydrauliczna – ciśnienie robocze 20,7 MPa, służy do sterowania podwoziem, kłapami i hamulcem aerodynamicznym. Elektryczna – napięcie 28 V, prądorozrusznik 200 A, przekładniki napięcia 115 V/400 Hz i 36 V/400 Hz, dwa akumulatory 24 Ah. Tlenowa – butla zawierająca 2250 l tlenu (pomiar przy ciśnieniu atmosferycznym), butle awaryjne w fotelach wyrzucanych, inhalatory i maski załogi. Olejowa – pojemność zbiornika 4,25 l. Przeciwołodzeniowa – wlot powietrza do silnika ogrzewany gorącym powietrzem z upustu sprężarki silnikowej, krawędzie natarcia łopat śmigła ogrzewane elektrycznie. Klimatyzacyjna – tylko do przewietrzania i ogrzewania kabiny, zasilana z upustu sprężarki silnikowej.

**Wyposażenie.** Podwójny zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego, VOR/ILS,



TACAN, żyroskopas, transponder, radiostacje VHF i UHF, system sygnalizacji awarii.

**Uzbrojenie.** Możliwość podwieszania na czterech węzłach podskrzydłowych różnego rodzaju uzbrojenia ćwiczebnego lub bojowego (bomb, pocisków niekierowanych, zasobników z pociskami niekierowanymi, zasobników z bronią strzelecką, zasobników do celów specjalnych).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W połowie lat siedemdziesiątych brazylijska firma Embraer rozpoczęła opracowanie samolotu szkolno-treningowego o cechach samolotu nowej generacji. Początkowo były rozpatrywane projekty samolotów z napędem śmigłowo-łtokowym (EMB-319) i odrzutowym (EMB-311). Po przeprowadzeniu dokładnych analiz zdecydowano się na napęd turbośmigłowy jako najbardziej perspektywiczny. Projekt samolotu, oznaczony EMB-312, skierowano do realizacji w 1977 r. Prototyp samolotu, nazwanego Tucano, oblatano 19 sierpnia 1980 r. Podczas jego konstruowania i budowy skorzystano z doświadczeń technologicznych nabytych przy produkcji kooperacyjnej dla amerykańskiego koncernu Northrop (klejenie metali, trawienie chemiczne, numeryczne sterowanie obróbką skrawaniem). Pierwsze zamówienie na samoloty Tucano złożyło lotnictwo wojskowe Brazylii, gdzie samolot otrzymał oznaczenie T-35. Zamówienie to opiewało na 168 egz. Samolotem Tucano zainteresowały się także inne kraje Ameryki Płd. oraz Egipt, Libia, Australia, RFN i Kanada. W pierwszej połowie lat osiemdziesiątych w Egipcie została otwarta montownia samolotów EMB-312 Tucano. W tym też okresie

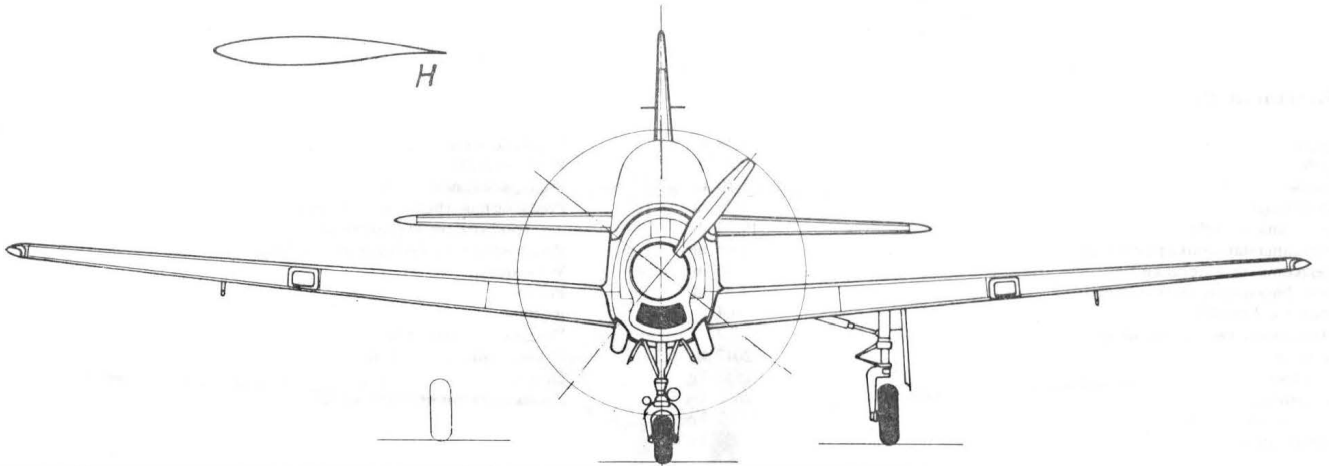
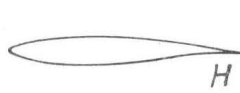
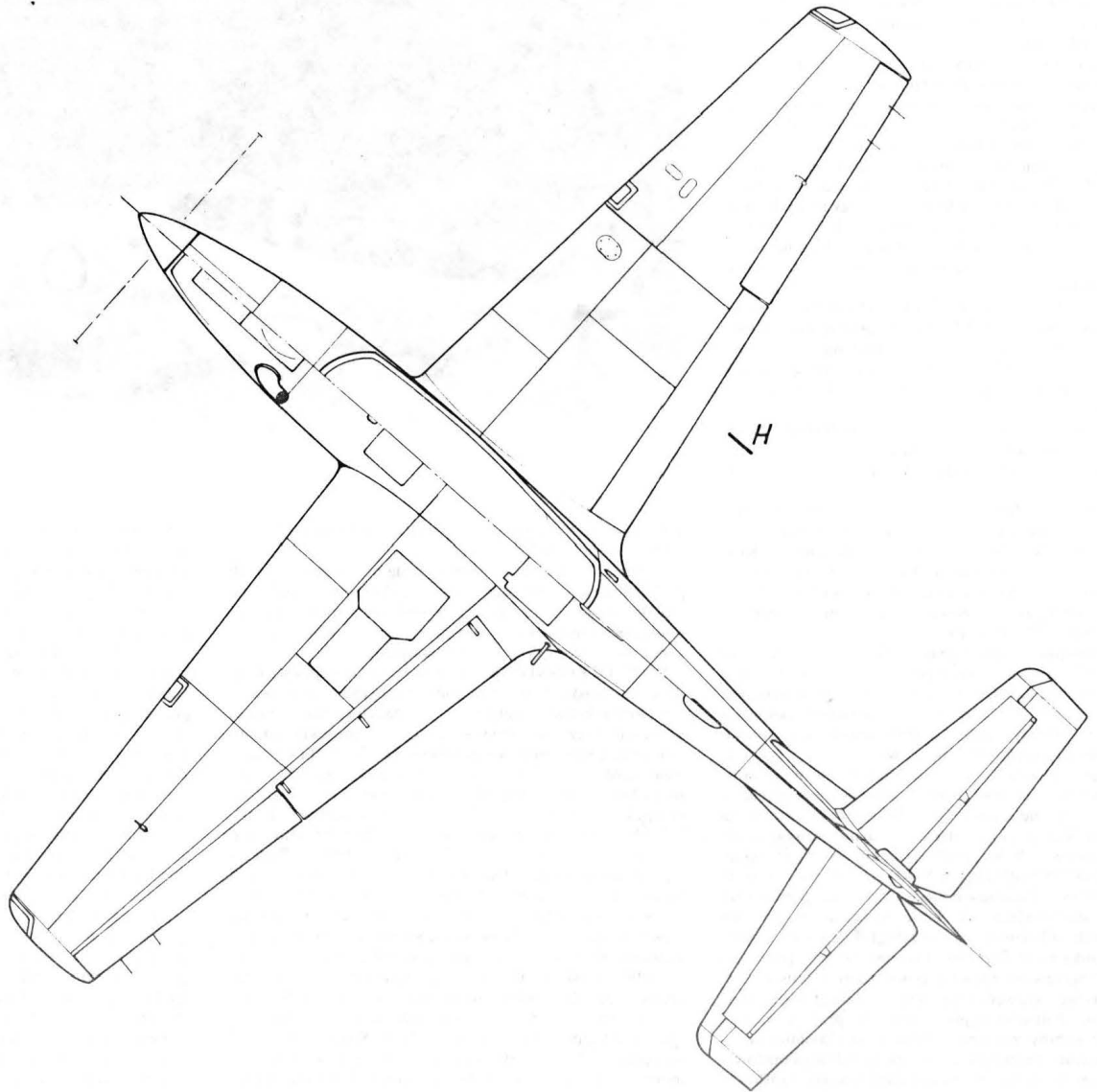
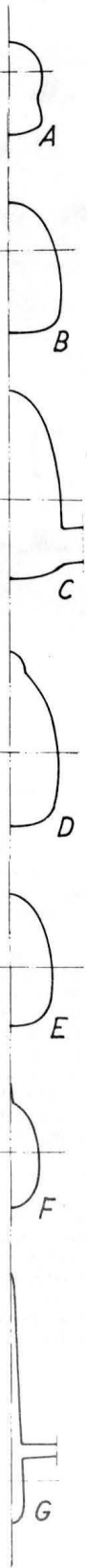
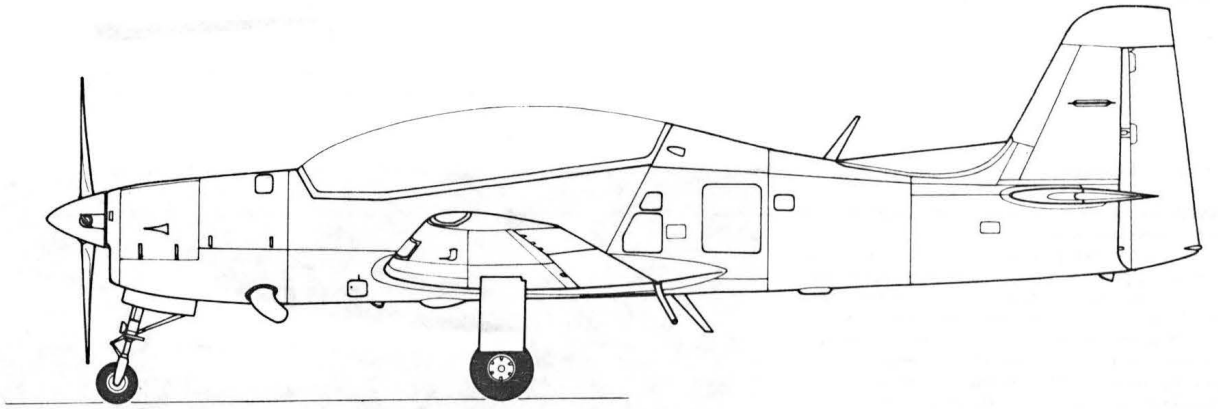
brytyjskie siły powietrzne (RAF) ogłosiły konkurs na samolot szkolno-treningowy z możliwością wykorzystania go jako samolotu bliskiego wsparcia. Do konkursu, obok Tucano, zostały zgłoszone samoloty: NDN-1 Firecracker (W. Brytania), AA-10 Wamira (projektowany w tym czasie w Australii), szwajcarskie Pilatus PC-7 i PC-9 oraz kilka mniejszych (jak np. Trago Mills SAH 1). Sponsorem samolotu Tucano w tym konkursie była firma Short Brothers z Belfastu. W konkursie zwyciężył Tucano, gdyż uznano go za samolot najlepiej spełniający specyficzne wymagania RAF. W 1985 r. jego produkcję licencyjną powierzono firmie Shorts. Wymagania RAF spowodowały konieczność modyfikacji samolotu. Zastosowano silnik o większej mocy oraz wprowadzono wiele poprawek konstrukcyjnych, mających na celu podwyższenie trwałości zmęczeniowej struktury samolotu (trwałość obliczeniowa po tych poprawkach wynosi 12000 h). Zmieniono także całkowicie awionikę na wybraną przez RAF. Pod kadłubem dodano hamulec aerodynamiczny. Wprowadzone zmiany spowodowały przyrost masy samolotu o 10,2 %, masy startowej o 4 %, lecz także wzrost prędkości maks. o 13,2 % przelotowej o 10 %, a pułapu o 19,2 %. Zmniejszyła się masa użyteczna – o 12 % i zasięg – o 10 %. Pierwszy prototyp nowej wersji samolotu wykonano w Brazylii i tam też 14 lutego 1986 r. oblatano go. Po krótkich próbach samolot przewieziono do W. Brytanii. RAF złożył zamówienie na 130 egz. samolotu. Pierwsze dostawy rozpoczęto w 1987 r. Rozwój tego samolotu jest przykładem wyjątkowego sukcesu na trudnym w tym okresie rynku światowym.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,28 m	Prędkość dopuszczalna (EAS)	518 km/h
Długość	9,86 m	Prędkość maks.	507 km/h
Wysokość	3,40 m	Prędkość ekonomiczna	407 km/h
Średnica śmigła	2,29 m	Prędkość min. (bez mocy; z kłapami i podwoziem wypuszczanym)	128 km/h
Powierzchnia skrzydła	19,33 m <sup>2</sup>	Prędkość min. (w konfiguracji gładkiej)	139 km/h
Powierzchnia statecznika pionowego	2,08 m <sup>2</sup>	Wznoszenie	17,8 m/s
Powierzchnia steru kierunku	1,46 m <sup>2</sup>	Pułap	10365 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,57 m <sup>2</sup>	Rozbieg	290 m
Wydłużenie skrzydła	6,4	Długość startu na 15 m	503 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,7	Długość lądowania z 15 m	500 m
Masa własna	2017 kg	Dobieg	275 m
Masa paliwa	555 kg	Zasięg (z 30-minutową rezerwą paliwa)	1665 km
Masa startowa	2650 kg		
Obciążenie powierzchni	137,1 kg/m <sup>2</sup>		
Obciążenie mocy	3,23 kg/kW		

T.M.

|A |B |C |D |E |F |G





# Wstępne określenie parametrów samolotu amatorskiego (I)



Konstruktor amator przystępujący do projektowania lekkiego samolotu powinien przede wszystkim zwrócić uwagę na:

- wybór prędkości przeciągnięcia,
- moc realnie dostępnego lub posiadanego silnika,
- wymiary przyszłego miejsca startów i lądowań.

Prędkość przeciągnięcia należy dostosować do umiejętności pilotażowych. Dla osób, które zamierzają od podstaw uczyć się latać na własnym samolocie prędkość ta powinna wynosić  $40 \div 60$  km/h, natomiast dla osób posiadających jakieś umiejętności pilotażowe może być ona wyższa, nie wyższa jednak niż  $100 \div 110$  km/h.

Prędkość min. i moc silnika mają wpływ na podstawowe osiągi samolotu, zwłaszcza prędkość min. wpływa na konstrukcję skrzydła, jego powierzchnię bądź też na stopień skomplikowania w przypadku zastosowania mechanizacji. Z prędkością przeciągnięcia jest związana prędkość lądowania. Jest ona o ok. 10% wyższa od prędkości przeciągnięcia. Wg danych statystycznych ok. 50% wypadków małych samolotów ma miejsce podczas lądowania. Wynika to z błędów popełnionych przy podejściu do lądowania i podczas przyziemienia oraz z błędnej oceny:

- wymiarów lądowiska, jego stanu i wysokości otaczających go przeszkód,
- prędkości lotu i wysokości.

Niestety, nie ma krajowych silników lotniczych małej mocy dostępnych dla amatorów. Być może w przyszłości będą dostępne silniki PZL-F. 2A120C o mocy 44 kW (60 KM) i PZL-F. 4A235B o mocy 85 kW (116 KM). Pozostaje więc adaptacja silników samochodowych (Trabant, Volkswagen) lub motocyklowych (WSK-175, Jawa, CZ, MZ). Dokonując przeróbek należy mieć na uwadze wpływ, jaki będą one wywierały na niezawodność pracy i na moc silnika. Ze względu na niezawodność pracy jest wskazane instalowanie silnika w takim położeniu, w jakim pracował w poprzednim urządzeniu. Nie powinno się również dążyć do maksymalnego obniżenia masy, gdyż może to powodować niekorzystne zjawiska, np. wzrost poziomu drgań. Możliwości zaoszczędzenia masy lepiej szukać w innych zespołach samolotu.

Długość startu i lądowania narzucają wymiary przyszłego lądowiska. Prędkość wznoszenia przy ziemi powinna być nie mniejsza niż  $1,5 \div 2$  m/s, a wg [2] przyrost wysokości 300 m powinien następować w czasie nie dłuższym niż 3 min ( $1,67$  m/s). Warunki te w dużym stopniu decydują o bezpiecznym lataniu.

Wykresy przedstawione na rys. 2 [1] pozwalają w szybki i prosty sposób ocenić podstawowe osiągi samolotu, parametry geometryczne,

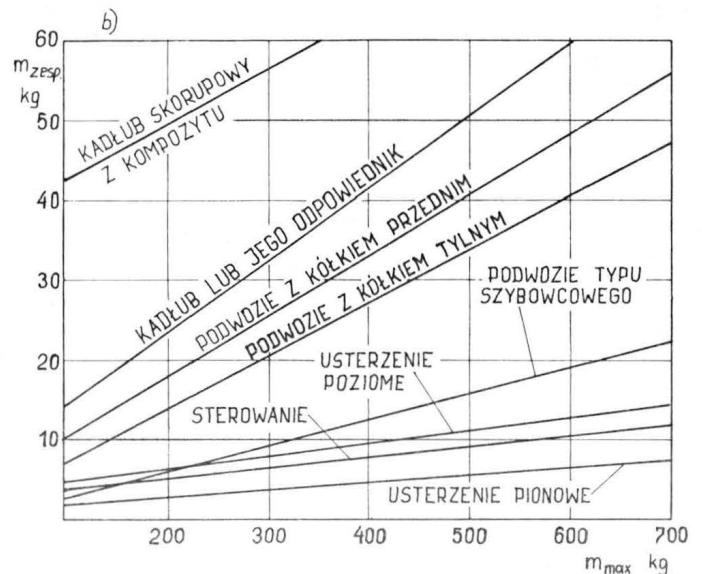
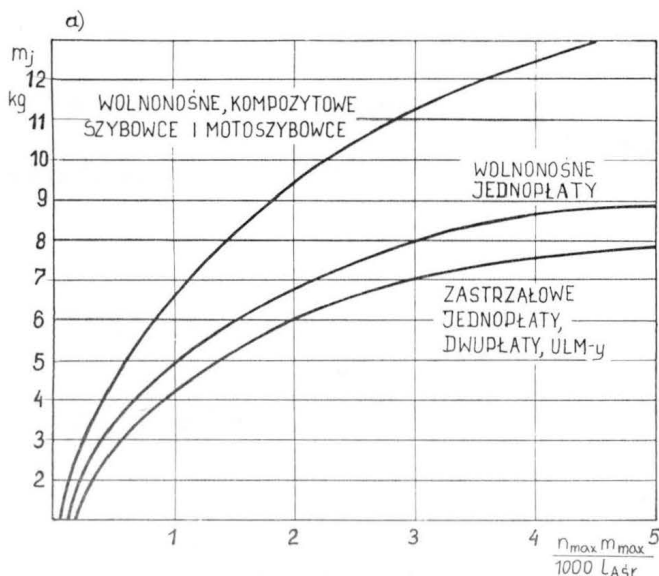
masowe oraz moc silnika. Na ich podstawie można również określić możliwości, jakie stwarza moc danego silnika, co w praktyce może mieć najczęstsze zastosowanie.

Na rys. 2 (cienka linia przerywana) pokazano sposób odczytania parametrów samolotu szkolno-treningowego o  $V_{\min} = 75$  km/h,  $m_{\max} = 275$  kg, mocy silnika  $N = 25,7$  kW (35 KM) i skrzydło wyposażonym w klapę zwykłą. Oznaczenia występujące na rys. 2:

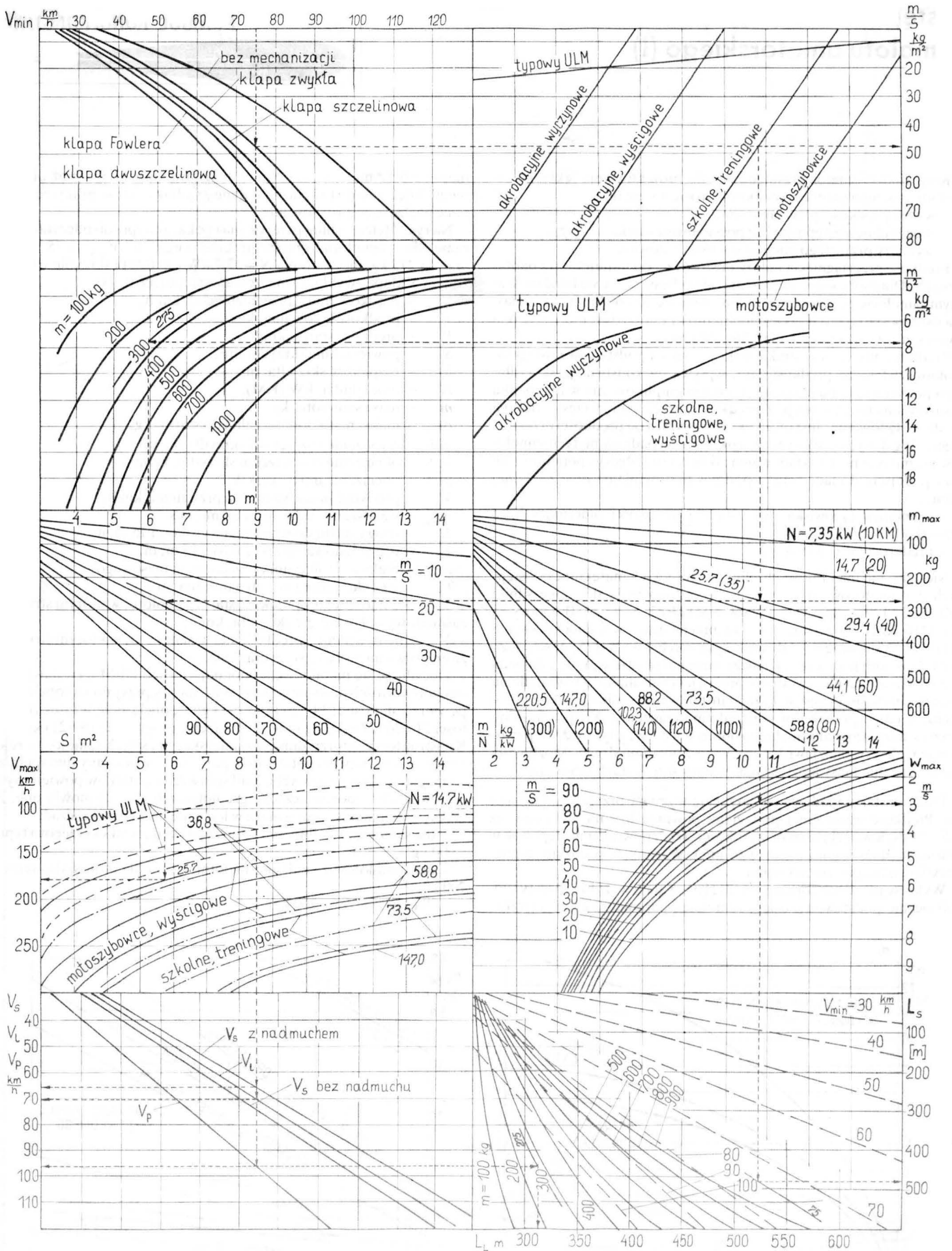
- $V_{\min}$  - prędkość min. (przeciągnięcia), km/h,
- $V_l$  - prędkość lądowania, km/h,
- $V_s$  - prędkość startu, km/h,
- $S$  - powierzchnia skrzydła,  $m^2$ ,
- $b$  - rozpiętość skrzydła, m,
- $N$  - moc silnika, kW (KM),
- $m$  - masa samolotu, kg,
- $m_{\max}$  - maks. masa dopuszczalna do startu, kg,
- $m/b^2$  - obciążenie rozpiętości skrzydła,  $kg/m^2$ ,
- $m/S$  - obciążenie powierzchni skrzydła,  $kg/m^2$ ,
- $m/N$  - obciążenie mocy,  $kg/kW$ ,
- $V_{\max}$  - prędkość maks. samolotu przy ziemi, km/h,
- $w_{\max}$  - wznoszenie maks. przy ziemi, m/s,
- $L_s$  - droga startu do uzyskania wysokości 15 m, m,
- $L_l$  - droga lądowania z wysokości 15 m, m,
- $n_{\max}$  - maks. współczynnik przeciążenia masowego,
- $l_{A_{sr}}$  - średnia cięciwa aerodynamiczna, m,
- $V_{s \text{ bez nadmuchu}}$  - prędkość startu samolotu, w którym strumień zaśmigłowy opływa część skrzydła, km/h,
- $V_{s \text{ z nadmuchem}}$  - prędkość startu samolotu, w którym strumień zaśmigłowy nie opływa skrzydła, km/h.

Decydując się na budowę jednomiejscowego ULM-a (w nawiasach podano wartości dla dwumiejscowych), należy przyjmować obciążenie powierzchni nośnej  $14 \div 20$  ( $18 \div 24$ )  $kg/m^2$ , obciążenie wzdłuż rozpiętości  $21 \div 26$  ( $27 \div 35$ )  $kg/m$  oraz obciążenie mocy  $6 \div 15$  ( $8 \div 21$ )  $kg/kW$ . Konstruktorzy, którzy zamierzają uzyskać dla swych samolotów rejestrację w kat. experimental muszą pamiętać, że powinny one spełniać wymagania „Tymczasowych zasad sprawdzania statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach” [2]. Stanowią one, że maksymalna dopuszczalna masa w locie nie może przekraczać:

- dla samolotów z silnikami lotniczymi (mającymi świadectwa typu) - 900 kg,
- dla samolotów z silnikami nielotniczymi i dla motoszybowców - 700 kg,
- dla szybowców - 500 kg.



Rys. 1a) masa jednostkowa skrzydła w zależności od typu konstrukcji i obciążenia, b) masa innych zespołów samolotu w funkcji masy maksymalnej



Rys. 2. Wykresy do oceny osiąggów

Obciążenie powierzchni skrzydła samolotu bez klap nie może być wyższe niż  $65 \text{ kg/m}^2$ . Natomiast dla samolotu z klapami wartość dopuszczalnego obciążenia powierzchni skrzydła wymaga uzgodnienia z or-

ganami nadzoru lotniczego (IKCSP). Obciążenie powierzchni skrzydła szybowca lub motoszybowca nie może być wyższe niż  $40 \text{ kg/m}^2$ .

cd. na str. 23

## 10. Kierownica strug, grzebień aerodynamiczny

- Ang. fence, boundary-layer fence, stall fence  
 Niem. Zaun (m), Grenzsichtzaun (m), Grenzsichtthürde (f), Grenzsichtplatte (f), Grenzsicht-Steuerfläche (f), Bügelkante (f)  
 Fr. fence (m)  
 Ros. аэродинамическая перегородка, (аэродинамический) гребень, (аэродинамический) нож

Stosunkowo cienka ścianka umieszczona na skrzydle w przybliżeniu prostopadle do płaszczyzny cięciw i równolegle do kierunku lotu w celu poprawienia charakterystyk aerodynamicznych płata, zwłaszcza skośnego. Kierownice strug (jedną lub kilka) umieszcza się zwykle na górnej powierzchni obu skrzydeł – na całej długości cięciwy bądź na jej części; czasem sięga ona częściowo na dolną powierzchnię skrzydła w pobliżu noska profilu. Zdarzają się też czasem szczątkowe kierownice strug: tylko na nosku lub tylko w części spływowej profilu. Wysokość kierownicy strug wynosi zwykle 2÷4% cięciwy lokalnej profilu. Kierownica strug na skrzydle skośnym, kosztem pewnego wzrostu oporu (wskutek powstawania warkoczy wirowych na jej krawędzi), poprawia rozkład ciśnień wzdłuż rozpiętości, zapobiegając znacznym przemieszczeniom warstwy przyściennej i związanym z tym oderwaniami strug i zakłóceniom stateczności podłużnej (patrz 1 – Głębokie przeciągnięcie, *TLiA* nr 1/1989). Kierownice zapobiegają też rozprzestrzenianiu miejscowych oderwań przy pojawianiu się lokalnych fal uderzeniowych przy zbliżaniu do krytycznej liczby Macha. Gdy oderwania te występują niesymetrycznie, powodują zakłócenie równowagi poprzecznej (tzw. opuszczanie skrzydła – wing dropping). Kierownice strug stosuje się czasem również na skrzydłach prostych, w celu oddzielenia przepływu na skrzydle z wychyloną klapą od opływu części lotkowej skrzydła, co może poprawić skuteczność sterowania poprzecznego, zwłaszcza przy małych prędkościach. Ma to szczególne znaczenie na samolotach krótkiego startu i lądowania, wymagających zapewnienia wystarczającej sterowności mimo zmniejszenia minimalnej prędkości w porównaniu z samolotami konwencjonalnymi. Podobne znaczenie mogą mieć grzebienie oddzielające końcówkę statecznika poziomego od kompensatora rogowego steru wysokości (jak np. na samolocie Pilatus Turbo Porter).

## 11. Zarzucenie (samolotu na ziemi lub na wodzie)

- Ang. ground loop, ground looping, swing, swerve; water loop  
 Niem. Ausbrechen (n)  
 Fr. cheval (m) de bois  
 Ros. резкий (неуправляемый) разворот при рулении на земле или на воде; занос

Niekontrolowany, gwałtowny zakręt samolotu przy ruchu na ziemi lub na wodzie (najczęściej przy dobiegu po lądowaniu lub wodowaniu), o zacieśniającym się promieniu, mogący doprowadzić do pełnego obrotu (stąd nazwa ang.: pętla na ziemi) lub do podparcia się skrzydłem czy przewrócenia z poważnymi uszkodzeniami. Trudno wyjaśnić pochodzenie terminu francuskiego (cheval de bois = drewniany koń,

w mowie potocznej oznacza kozioł do ćwiczeń gimnastycznych, ale może też chodzić o „konia trojańskiego” jako symbol ukrytego niebezpieczeństwa).

Do zarzucenia na ziemi szczególnie są skłonne samoloty o podwoziu tzw. klasycznym, tzn. z kołem tylnym, zwłaszcza samonastawnym. Środek masy znajduje się przy tym za podwoziem głównym. Tworzy to układ z zasady niestateczny: wypadkowa oporów toczenia wraz z wypadkową sił masowych w przypadku odchylenia osi samolotu od kierunku ruchu tworzą parę sił powodującą powiększanie odchylenia. Zakłóceniem wywołującym wstępne odchylenie mogą być momenty giroskopowe, niesymetryczny ciąg, niesymetryczny opływ usterzenia pionowego przez strumień zaśmigłowy, boczny wiatr lub podmuch, a także (dla niektórych samolotów) miejscowe oderwanie strug na skrzydle zawietrznym w wyniku skośnego opływu i związany z tym wzrost oporu na tym skrzydle.

W przypadku wodnosamolotu łatwiej o zarzucenie, gdy ma on przygłębienie na dziób (środek sił bocznych działających na część podwodną wypada wtedy przed środkiem masy).

W celu przeciwdziałania tendencjom do zarzucania stosuje się blokowanie koła tylnego do startu i lądowania lub jego sprzężenie ze sterowaniem sternem kierunku. Pewną poprawę właściwości można uzyskać przez nieco rozbieżne ustawienie płaszczyzn kół głównych (o 1÷2°) względem płaszczyzny symetrii samolotu, co wprawdzie zwiększa zużycie opon, ale poprawia bilans momentów od sił bocznych na kołach. Przeciwnie, zbieżność kół głównych silnie destabilizuje podwozie z kołem tylnym. W przypadku wodnosamolotów skłonność do zarzucania można zmniejszyć przez wklęsłe ukształtowanie dna łodzi lub pływaką w części dziobowej (tzw. dno z rozchyleniem burt). W każdym przypadku jest potrzebna uwaga pilota i niedopuszczanie do powstawania nawet drobnych odchyżeń od kierunku kołowania.

## 12. Niesterowane wahania samolotu względem toru lotu (o prawie stałej amplitudzie)

- Ang. hunting  
 Niem. Hunting (n)  
 Fr. flottement (m) (d'avion); oscillations (fpl) entretenues  
 Ros. раскачивание, раскачка, колебание (около среднего положения); рыскание; фугоидные (продольные) колебания

Termin angielski ogólny, stosowany również w automatyce, oznaczający wszelkie wahania nietłumione lub słabo tłumione, w języku potocznym wieloznaczny (hunting = polowanie; pościg; poszukiwanie), w lotnictwie jest jednak tłumaczony również jako wahania kierunkowe, wężykowanie (patrz ang. snaking) tj. wahania względem osi pionowej samolotu, ale także jako długookresowe wahania podłużne (fugoidalne). Natomiast termin francuski flottement także jest ogólny, oznacza jednak, oprócz wahań samolotu, również drgania samowzbudzone typu flutter (skrzydeł i usterzeń) bądź typu shimmy (podwozia przedniego).

K. D.

paliw, przy temp. 20° C, jest określony na urządzeniu PF-1 następująco:

$$WWP = \frac{T_p}{T_{pw}} \cdot 100$$

gdzie:  $T_p$ ,  $T_{pw}$  – czas badania z zastosowaniem paliwa badanego i paliwa wzorcowego do chwili rozpoczęcia zużycia niszczonego płytki aluminiowej.

Otrzymane wyniki (tabl. 2) pokrywają się z wynikami badań stanowiskowych tych paliw. Z badań na urządzeniu PF-1 wynika, że zastosowanie dodatku TP do paliwa typu T-7 w ilości 0,025% zwiększa jego właściwości przeciwzużyciowe do poziomu paliwa T-1. Długotrwałe próby eksploatacyjne potwierdziły wyniki otrzymane na urządzeniu PF-1.

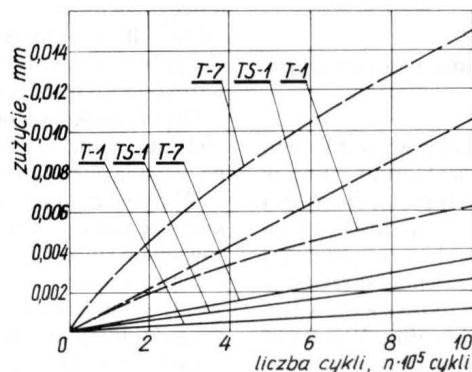
TABLICA 2. Wskaźniki właściwości przeciwzużyciowych otrzymane na maszynie typu PF-1 dla różnych rodzajów paliw do silników turbinowych

Paliwo	T-2	T-7	TS-1	T-7 0,025% TP	T-1
Wskaźnik	50	100	175	270	300

Na laboratoryjnej maszynie typu KII GA-1 (rys. 2) właściwości przeciwzużyciowe paliw ocenia się wg głębokości ścieżki zużycia, która tworzy się przy pracy pary trącej utworzonej przez kulkę i płaską tarczę. Głębokość ścieżki zużycia oznacza się wg profilogramu. Jak widać na rys. 3, lepszymi właściwościami przeciwzużyciowymi charakteryzuje się paliwo T-1, gorszymi T-7.

Do oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw przy tarczu ślizgowym opracowano laboratoryjną maszynę KII GA-2. W urządzeniu tym tarcie ślizgowe odtwarza się między płaską wirującą tarczą a trzema nierucho-

mymi kulkami łożyskowymi o średnicy 25,4 mm, umocowanymi w specjalnym separatorze. Właściwości przeciwzużyciowe paliw ocenia się wg średniej średnicy śladu zużycia tych trzech kul. Nacisk krytyczny ustala się w systemie obciążenia przy nagłym zwiększeniu siły tarcia. Krytyczne obciążenie dla paliwa T-1 przy temp. 50° C wynosi 350 N, a dla paliwa T-7 – 220 N. Laboratoryjna maszyna KII GA-2 pozwala szybko określić różnice właściwości przeciwzużyciowych paliw wg wielkości średnicy śladu zużycia na kulkach. Wyniki całkowicie pokrywają się z wynikami oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw na stanowiskach z zastosowaniem rzeczywistych pomp paliwowych.



Rys. 3. Właściwości przeciwzużyciowe badanych paliw: linie przerywane – przy temp. 60° C, linie ciągłe – przy temp. 20° C

Opierając się na przeprowadzonym porównaniu wyników otrzymanych na maszynie trybologicznej KII GA-2 z wynikami badań seryjnych pomp paliwowych, zaproponowano metodę prognozowania wielkości zużycia nurników seryjnych pomp w eksploatacji wg zbadanych właściwości przeciwzużyciowych paliw.

Wpływ dodatków na właściwości przeciwzużyciowe paliw do silników turbinowych (A.R. Bielous, T.F. Bolszakow [1]) jest oceniany na maszynie laboratoryjnej przy tarczu ślizgowym. Węzeł tarczy maszyny składa się z rzeczywistego nurnika paliwowej pompy silnika turbinowego i zmiennej metalowej płytki. Przewidywane właściwości dodatków określano współczynnikiem, który obliczano wg wzoru:

$$WWP = G \left( 1 + \frac{nt}{81,6} \right)$$

gdzie:  $G$  – zmiana masy płytki podczas badania, mg,  
 $n$  – liczba fal uskoków odkształceniowych,  
 $t$  – odstęp między grzbietami fal, mm,

81,6 – długość obwodu pierścienia węgla zużycia, mm.

Badania prowadzone tą metodą wykazały, że dodatki do paliwa (różne związki chemiczne, najczęściej węglowodany) mają duży wpływ na zużycie próbek. W większości badanych dodatków otrzymano wyniki niezadowalające, a tylko niewielka ich liczba wpływała na zmniejszenie zużycia próbek.

Do badań właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych zastosowano maszynę z kołami zębatymi. Właściwości przeciwzużyciowe ocenia się jako maksymalne, jednostkowe obciążenie na 1 cm szerokości zęba w przekładni zębatej. Jednak na podstawie badania tą metodą widać, że przewidywane trwałości eksploatacyjnej agregatów paliwowych silników turbinowych jest obarczone dużym błędem. Wynika to stąd, że badania na maszynach zębatych nie są najwłaściwsze do oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw ze względu na inny model współpracy elementów w pompach silników turbinowych.

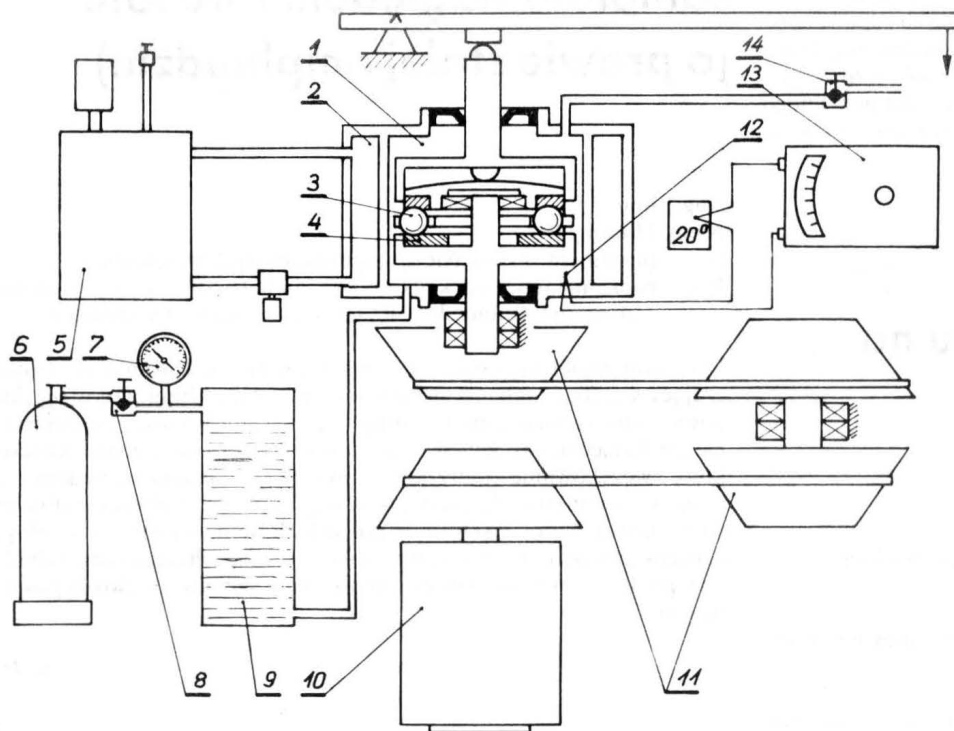
Bardziej obiecujące wyniki otrzymano podczas badań na maszynie czterokulowej, urządzeniu FALEX i przyrządach badawczych z zastosowanym modelem próbek kulka-cylinder.

W maszynie czterokulowej elementami badawczymi są cztery kule o średnicy 50,8 mm (2 cale) wykonane ze stali o twardości HB 62 ÷ 66. Trzy kule są umieszczone w miseczce, a czwarta, zamocowana w uchwycie, jest do nich dociskana siłą normalną 10 N. Kula zamocowana w uchwycie obraca się z prędkością 1200 obr/min. Po badaniu trwającym 15 min ocenia się stan kulek i szerokość dróżki wytartej na powierzchni obracającej się kulki.

W urządzeniu FALEX węzeł tarcia składa się z dwóch próbek (szczęk) z wycięciami w kształcie V, w których obraca się wałek. Podczas prób zastosowano wstępne obciążenie 450 N, które podczas badania podwyższono do momentu pojawienia się zacierania.

Badania prowadzone na tych maszynach wskazują na możliwość określania właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych. Stwierdzono, że przy małych obciążeniach i temp. pokojowych uzyskane wyniki są niezadowalające. Wykorzystanie tych maszyn przy wyższych temperaturach jest jednak kłopotliwe.

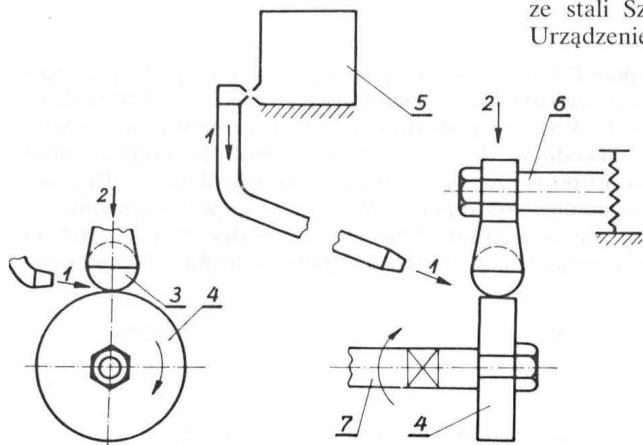
Dobre wyniki uzyskano na maszynie o układzie kulka-cylinder, nawet przy nagrza-



Rys. 2. Laboratoryjna maszyna KII GA-1 do oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych przy tarczu tocznym: 1 – komora paliwowa, 2 – komora cieplna, 3 – separator, 4 – próbka materiału, 5 – termostat, 6 – butla z azotem, 7 – manometr, 8 – gazowy reduktor, 9 – zbiornik paliwa, 10 – silnik elektryczny, 11 – koła, 12 – termopara, 13 – miliwoltomierz, 14 – zawór dławiący

niu paliwa do temp. 150° C. Stalowa kulka jest umocowana nieruchomo w komorze przyrządu, a obraca się stalowy cylinder. Komora może być wypełniona obojętnym gazem lub powietrzem. Oceniającym współczynnikiem jest wielkość śladu zużycia kulki.

Na rys. 4 przedstawiono wariant przyrządu z ciągłym dopływem paliwa ze zbiornika do strefy tarcia o wydatku 400 ml/min, przy prędkości obrotowej cylindra 200 obr/min. Czas trwania doświadczenia wynosi 1 h, obciążenie 40 N. W drugim wariantcie przyrządu badania



przeprowadzono przy stałej objętości paliwa 50÷100 ml, prędkości obrotowej cylindra 2-40 obr/min, czasie trwania doświadczenia 32 min i obciążeniu 2,4÷10 N.

W przyrządzie kulka-cylinder można zróżnicować paliwa wg ich właściwości przeciwzużyciowych, określać współczynnik tarcia i śle-

dzić (przy badaniu paliw z dodatkami przeciwzużyciowymi) powstawanie ochronnej warstwy na częściach oraz jej trwałość.

Do oceny wpływu paliw na zużycie twardych pokryw części pomp paliwowych do silników turbinowych (A.F. Aksjonow, T.C. Trigubow [2]) opracowano urządzenie, w którym tarcie jest realizowane między płaską wirującą tarczą a czołem cylindra. Węzeł tarcia urządzenia ustawiono w komorze wypełnionej paliwem, które podczas badania wymienia się co 2 h. Twardą powłokę nanosi się na wirującą tarczę, wykonaną (tak jak cylinder) ze stali SzH-15 o twardości HRC 62÷64. Urządzenie składa się z węzła tarcia, komory

paliwowej, napędu, układu obciążenia, układu zmieniającego siłę tarcia, instalacji podgrzewania i regulacji temperatury. Przed badaniami trące się próbki odtłuszcza się w organicznych rozpuszczalnikach, suszy się na powietrzu i przetrzymuje w badanym paliwie nie krócej niż 20 min. Następnie próbki

Rys. 4. Schemat przyrządu kulka-cylinder do oceny właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych: 1 - strumień paliwa, 2 - mechanizm obciążenia, 3 - stalowa kulka, 4 - stalowy cylinder, 5 - zbiornik z badanym paliwem, 6 - wał, 7 - wał główny

znowu przemywa się w rozpuszczalniku organicznym i waży się. Docieranie próbki przeprowadza się przed badaniami do chwili, gdy szerokość rowka na tarczy stanie się równa szerokości ścianki pochyłego cylindra. Właściwości przeciwzużyciowe paliwa mogą być oceniane na tym urządzeniu wg zmian masy płaskiej tarczy. Badania prowadzone na tym urządzeniu wykazały, że jakość paliwa nie wpływa na zużycie pokrycia, przygotowanego na osnowie dwusiarczku molibdenu i lakieru epoksydowego.

Przy zastosowaniu pokrycia siarczkowego i indowego, które nanosi się na czoło nurników pomp paliwowych, największe zużycie można zauważyć przy pracy na paliwie T-7, najmniejsze na paliwie T-1.

Właściwości przeciwzużyciowe paliw oceniane na podstawie badań laboratoryjnych są zwykle potwierdzane badaniami stoiskowymi oraz badaniami eksploatacyjnymi w warunkach rzeczywistych. Pozytywne wyniki tych badań dają podstawy do zastosowania paliw w eksploatacji.

## LITERATURA

1. Materiały z Konferencji KIIGA (Kijowski Instytut Inżynierów Lotnictwa Cywilnego) „Eksploatacja i właściwości paliw lotniczych”, Kijów 1972
2. Materiały z Konferencji KIIGA „Eksploatacja i właściwości paliw lotniczych”, Kijów 1971
3. W.A. PIESKUNOW, W.N. ZRIEŁOW: Ispytanija topliw dla awiacyjnych i rieaktiwnych dwigatielej. Maszynostrojenije, Moskwa, 1974
4. B.D. ZAŁOGA: Metody ocienki eksploatacyjnych swojstw rieaktiwnych topliw i smaczocznych matieriałow. Maszynostrojenije, Moskwa, 1966.

cd. ze str. 24

GLASS A.: Glider trailer of S. Malinowski. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 4, p. 21

The construction and testing of a glider trailer for Miles Magister aircraft designed in 1941 in Great Britain have been discussed as well as trailer projects for Spitfire VIII and Blenheim IV.

TARGOSZ K.: A few words more about the „flying dragon” by Tito Livio Burattini. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 4, p. 20

The article presents a newly discovered drawing from 1647 which depicts „flying dragon”, providing more information on its design and models.

## ZUSAMMENFASSUNG

KRAWCZYK A.: NMG – System für numerische Abbildung der Flugzeuggeometrie. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 4, S. 3

In dem Aufsatz werden die mathematischen Grundlagen für eine numerische Abbildung der Flugzeuggeometrie (NMG) dargestellt, sowie auf die Möglichkeit der Anwendung dieses Systems auf dem Microcomputer IBM XT hingewiesen, was wietgenend dem Zugang zu diesem System in einem Betrieb erleichtert.

ROWIŃSKI R. S.: Vorschläge über die Ausrüstung der Agrarluftschiffe. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 4, S. 7

In dem Aufsatz wird die Ausrüstung der Flugzeuge bzw. Hubschrauber für Agrareinsatz behandelt.

KIERSZKO Z.: Labormässige Beurteilung der Anti-verschleiss-Eigenschaften von Kraftstoffen für Turbinenmotore. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 4, S. 10

Es werden Untersuchungsmethoden der Anti-verschleiss-Eigenschaften an Kraftstoffen für Luftschrauben-Turbinenmotore, die auf der Untersuchung der Adsorption des Kraftstoffes auf Metallflächen und auf der Messung der Reibungskräfte beruhen, erörtert.

GLASS A.: Segelflugzeug-Anhänger vom S. Malinowski. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, S. 21

Dargestellt werden, die Baugeschichte und die seit 1941 erfolgten Erprobungen mit Segelflugzeug-Anhänger für das Flugzeug Miles Magister aus England, so wie auch Anhänger-Projekte für Spitfire VIII und Blenheim IV Flugzeuge.

TARGOSZ K.: Ueber den „fliegenden Drachen” Tita Livia Burattini zum zweiten Mal. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, S. 20

In dem Artikel wird eine neuentdeckte Zeichnung des „fliegenden Drachen” aus dem Jahre 1647 gezeigt und zusätzliche Informationen gegeben über Modelle und deren Konstruktion.

## СОДЕРЖАНИЯ

КРАВЧИК А.: NMG – система численного отображения геометрии самолета. TLiA, T. 4 1989 г., № 4, с. 3

Статья описывает математические основы системы численного отображения геометрии само-

лета (NMG) и указывает возможность пользования этой системой при использовании микрокомпьютера класса Ай-Ви-Эм Икс-Тэ (IBM XT), что намного повышает доступность системы на заводе.

РАВИНЬСКИ Р. С.: Предложения по авиационной сельскохозяйственной аппаратуре. TLiA, T. 44, 1989 г., № 4, с. 7

Описана сельскохозяйственная аппаратура самолетов или вертолетов, необходимая для проведения сельскохозяйственных работ.

КЕРШКО Э.: Лабораторная оценка противозносных свойств топлив для турбинных двигателей. TLiA, T. 44, 1989 г., № 4, с. 10

Описаны методы исследования противозносных свойств топлив для турбовинтовых двигателей, опертые на исследовании адсорпции топлива металлическими поверхностями а также измерения сил трения.

ГЛАСС А.: Планер – прицеп С. Малиновского. TLiA, T. 44, 1989 г., № 4, с. 20

Описана история постройки и испытаний планера – прицепа типа „трейлера” для самолета Майльс – Магистэр, построенного в 1941 г. в Великобритании а также проекты таких-же прицепов для самолетов Спитфайр 8 и Бленхейм 4.

ТАРГОШ К.: О „летающем драконе” Тита Ливия Бураттини – еще раз. TLiA, T. 44, 1989 г., № 4, с. 21

В статье приводится новонайденный рисунок „летающего дракона” от 1647 г. и приводятся дополнительные информации о его конструкции и моделях.

# Przyczepka szybowcowa S. Malinowskiego

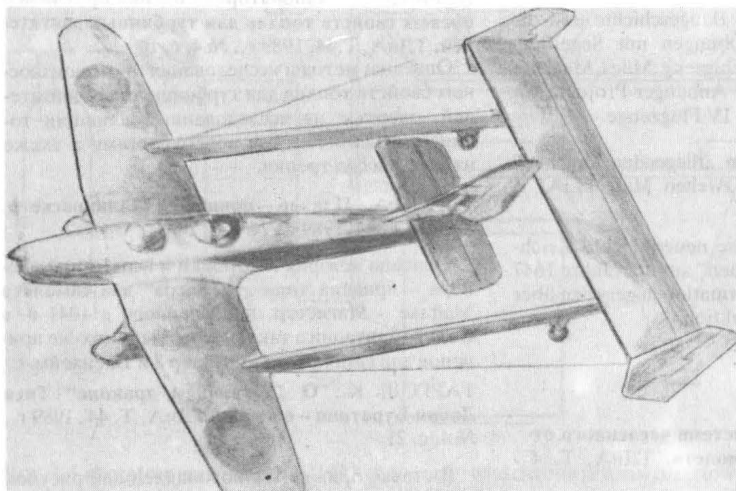
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

We wrześniu 1940 r. mjr inż. Stefan Malinowski, autor kilku patentów lotniczych z lat 1922÷1931, złożył do Inspektoratu Sił Powietrznych w W. Brytanii projekt przyczepki szybowcowej do samolotów bojowych. Jej pomysł opracował już w latach 1936÷1939 w Polsce.

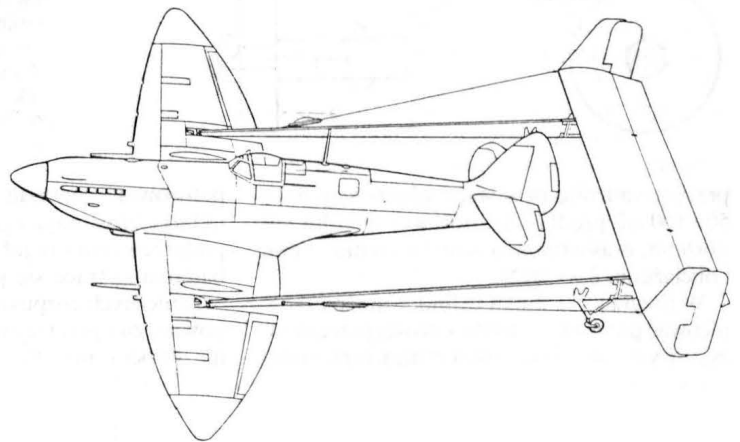
Zadaniem przyczepki szybowcowej w postaci skrzydła ciągniętego za samolotem na wycięgach było zwiększenie o 100÷200% ładunku przewożonego przez samolot, co pozwalało bądź na zwiększenie ładunku bomb czy towarów, bądź zabranie większej ilości paliwa, czyli zwiększenie zasięgu samolotu, względnie częściowe zwiększenie jednego i drugiego. Zwiększenie ładunku odbywało się przy nie zwiększonej liczbie załogi, w przeciwieństwie do holowania szybowca transportowego. Koszt budowy przyczepki był wielokrotnie mniejszy niż koszt budowy samolotu czy szybowca, a budowa była znacznie prostsza i szybsza. W porównaniu z szybowcem transportowym zaletą przyczepki była możliwość wykonania z nią lotów w chmurach i w nocy, co było dość ważne w warunkach angielskich. Była przewidywana możliwość odrzucania przyczepki w locie w razie potrzeby. Przyczepka natomiast nie mogła lądować samodzielnie ani też samolot z przyczepką nie mógł lądować w przygodnym terenie.

Projekt przyczepki został zaakceptowany do realizacji przez Air Ministry (brytyjskie Ministerstwo Lotnictwa) i w styczniu 1941 r. inż. S. Malinowski został powołany do instytutu Royal Aeronautical Establishment w Farnborough do prac nad swym pomysłem. Wykonano model do badań aerodynamicznych i w 1941 r. przeprowadzono wstępne próby aerodynamiczne.

Aby wypróbować pomysł, S. Malinowski opracował konstrukcję przyczepki doświadczalnej do samolotu szkolnego Miles Magister. Przyczepka była prostokątnym skrzydłem z dwiema belkami wycięgowymi (tzw. dyszlami), które były połączone z samolotem przegubami pozwalającymi na ruch w płaszczyźnie pionowej. Pod belkami zostały umieszczone kółka, a na końcach skrzydła – usterzenie pionowe. Jako ładunek podwieszano dwie bomby w osi symetrii przyczepki lub na końcach skrzydła. Konstrukcja przyczepki była drewniana. Belki zostały usztywnione w płaszczyźnie poziomej za pomocą linek biegnących do stateczników. Skrzydło miało rozpiętość 7,62 m i powierzchnię nośną 11,5 m<sup>2</sup>. Masa własna przyczepki wynosiła 70 kg, zaś z bombami 336 kg. Ładunek bomb miał masę 250 kg.



Rys. 1. Miles Magister z przyczepką szybowcową



Rys. 2. Projekt przyczepki do samolotu Spitfire VIII

dek w porównaniu z lotem samolotu bez przyczepki wynosił 8,9%), zaś przy mocy 88 kW (120 KM) i masie przyczepki 336 kg – 177 km/h (spadek prędkości – 11,3%). Wnioski z prób były następujące:

- Niezbędne było zwiększenie elastyczności skrzydła przyczepki, by zwichrzało się podczas przechylenia. Dotychczasowy dźwigar był o 10% za sztywny. Dlatego następował spadek skuteczności lotek i wzrost sił na drążku sterowym. Dla dotychczasowej sztywności skrzydła stosunek powierzchni skrzydła przyczepki do skrzydła samolotu, wynoszący 71%, był maksymalnym dopuszczalnym. Elastyczność belek była zadowalająca.

- Zbyt duży skok amortyzatorów podwozia przyczepki (dwukrotnie większy niż podwozia samolotu) powodował zarzucanie przyczepki. Skoki amortyzacji podwozia przyczepki i samolotu powinny być jednakowe.

- Zawieszenie bomb na końcach skrzydeł powodowało szybkie drgania przyczepki, czyli okazało się niewłaściwe. Zawieszenie w osi symetrii było prawidłowe.

- Płyty na końcu skrzydła zabezpieczały przed ślizgiem. Należało wyposażać przyczepkę w stery kierunku, sterowane przez pilota lub automatycznie.

- Przyczepka automatycznie utrzymywała właściwy kąt natarcia w locie i przy lądowaniu wykazując dobrą stateczność podłużną. Ster wysokości nie był potrzebny.

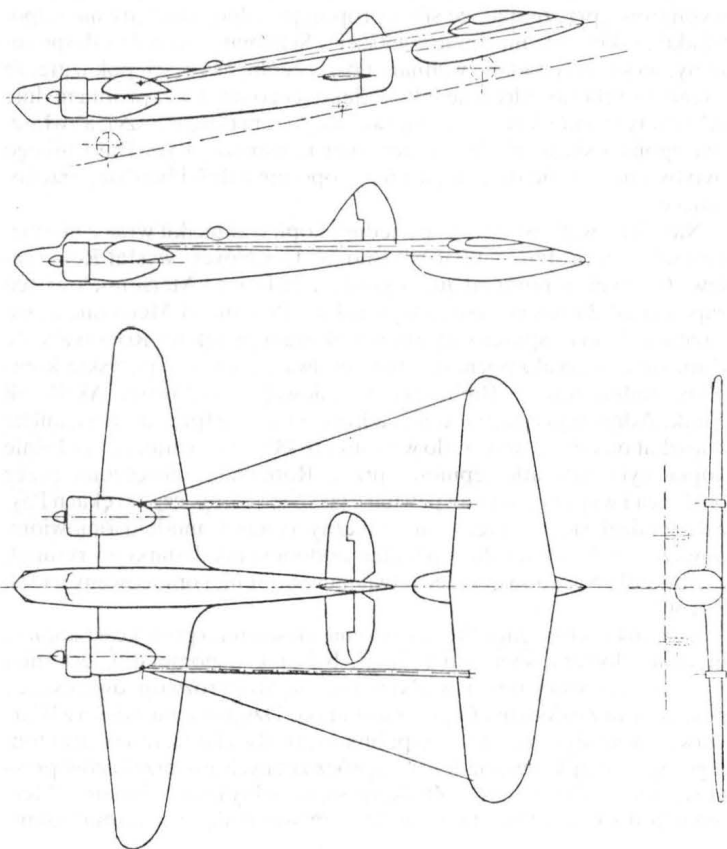
- Lotki powinny być zastąpione elastycznością skrzydła. Będą potrzebne tylko w bardzo dużej przyczepce.

- Kołowanie wymagało bardzo dużej ostrożności.

W wyniku tych prób uznano za konieczne przekonstruowanie przyczepki.

Ze względu na inne pilne prace w RAE-Farnborough we wrześniu 1941 r. prace i przeróbki zostały zawieszono przez Anglików. Inż. S. Malinowski został skierowany do polskiego Wojskowego Instytutu Technicznego w celu kontynuowania prac nad przyczepką. W grud-

niu 1941 r. w WIT powstała przy Sekcji Techniki Lotniczej WIT (kierowanej przez mjr. inż. Jana Zardeckiego) „Grupa konstruktorów rozpracowująca zagadnienie transportu lotniczego”, w skład której weszli: inż. Jerzy Dąbrowski (konstruktor samolotu PZL.37 Łoś), pil. Włodzimierz Polny i ppor. inż. Adam Ścibor-Rylski.



Rys. 3. Przyczepka do samolotu Blenheim IV

Zgłoszono propozycję przydzielenia do tej grupy 12 inżynierów i 2 techników (m.in. inż. inż. S. Praussa, J. Kubickiego, J. Brzustowskiego), jednakże nie udało się tego zrealizować. Od września 1941 r. do marca 1942 r. S. Malinowski opracował rysunki zestawieniowe

przyczepki ze skrzydłem prostokątnym i trapezowym oraz rysunki połączenia skrzydła z dyszlem, podwoziem, statecznikami i sterem kierunku, połączenia dyszla ze skrzydłem samolotu (z zastosowaniem seryjnego wyrzutnika elektrycznego do odrzucania przyczepki), automatycznego napędu steru kierunku oraz mechanizmu automatycznego uruchamiania klap przyczepki przy starcie w razie przeciążenia skrzydła ładunkiem.

Proponowana grupa konstrukcyjna miała w ciągu 6 miesięcy opracować projekt przyczepki do samolotu myśliwskiego Spitfire VIII pozwalającej na zabranie 900 kg bomb lub 450 kg paliwa i 450 kg bomb, co przedłużało czas lotu o 2h, czyli zasięg o 800 km. Następnym projektem miała być przyczepka do samolotu bombowego Blenheim zabierająca 1800 kg bomb (podczas gdy samolot zabierał 450 kg) lub zwiększająca czas lotu o 2 h, względnie przyczepka do samolotu Boston czy czterosilnikowych samolotów Halifax lub Lancaster (przyczepka zabierająca 7200 kg ładunku).

Przyczepka do samolotu Blenheim IV miała mieć rozpiętość 14,3 m, ciężar maks. skrzydła 3,65 m, minimalną 1,07 m, powierzchnię nośną 33,5 m<sup>2</sup>, długość dyszli 11 m, długość kadłuba 5,5 m, długość całkowitą 15,2 m. Blenheim z przyczepką miał mieć długość startu 1100 m, a jego zasięg miał wzrosnąć z 600 do 1200 km.

W marcu 1942 r. w Farborough wznowiono prace nad przyczepką, wprowadzając poprawki konstrukcyjne i przeprowadzając następane próby. 26 marca 1942 r. próby zakończono. 13 kwietnia 1942 r. odbył się pokazowy lot przyczepki (dla inspektora Polskich Sił Powietrznych gen bryg. pil. S. Ujejskiego).

W maju 1942 r. Anglicy sporządzili raport o pracach nad przyczepką i zrezygnowali z dalszego zajmowania się tym tematem. W 1942 r. S. Malinowski ponawiał propozycje powrócenia do budowy przyczepki dla któregoś z samolotów bojowych. 15 stycznia 1943 r. Air Ministry wyraziło zgodę na udostępnienie projektu władzom lotnictwa amerykańskiego. W marcu 1943 r. Ministry of Aircraft Production (brytyjskie Ministerstwo Przemysłu Lotniczego) zawiadomiło, że przyczepka do samolotu Spitfire jest zbyt skomplikowana, by warto było zajmować się nią.

W tym czasie Niemcy także prowadzili próby z przyczepką szybowcową (będącą dodatkowym zbiornikiem paliwa) do samolotu myśliwskiego Messerschmitt Bf 109 i również nie uzyskali zadowalających wyników.

#### ŹRÓDŁA

1. Przyczepka inż. S. Malinowskiego do samolotu. Zbiór akt Archiwum Instytutu Polskiego i Muzeum im. gen. Sikorskiego. Nr arch. Lot. A. VI/15b-21.
2. D. L. BROWN: Miles Aircraft since 1925. London 1970.
3. A. PRICE: The Spitfire Story. London 1982 s. 176.

## O „latającym smoku” Tita Livia Burattiniego po raz drugi

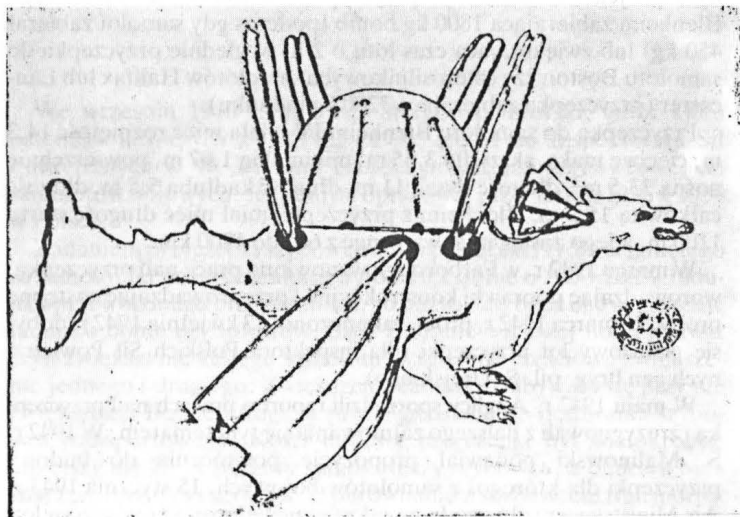
Doc. dr KAROLINA TARGOSZ

Opublikowane w *TLiA* nr 3/1976 dwa rysunki „latającego smoka” Tita Livia Burattiniego, włoskiego inżyniera z XVII w. pozostającego w służbie dworu polskiego, ożywiły zainteresowania jego projektem. Jeden z rozdziałów swego opracowania prehistorii lotnictwa poświęcił mu Clive Hart. Nowe poszukiwania źródłowe przeprowadził René Taton i ich owocem jest odnalezienie w Archiwum Akademii Nauk w Paryżu drugiej kopii traktaciku Burattiniego „Il volare non è impossibile” (Latanie nie jest niemożliwe) wraz z dwoma rysunkami. Tekst jest przepisany tą samą ręką co znana już kopia z Biblioteki Narodowej w Paryżu i jeden z rysunków (rys. 1) prawie identyczny z rysunkiem w tamtej kopii. Nowo odkryty szkic jest nieco bardziej kompletny, ukazuje bowiem górne skrzydła w całości, podczas gdy poprzedni rysunek przedstawia je w części obcięte od góry krawędzią karty. Na odwrocie

rysunku widnieje napis wykonany inną ręką: „Chez Monsieur Pascal, rue Brisemiche”, do czego poniżej powrócimy. Do tego jest dołączona osobna karta ze schematycznym rysunkiem „latającego smoka” widzianego z góry (rys. 2).

Na schemacie tym z centralnego koła wykreślono promieniście rozchodzące się części: szyję z głową o małych skrzydełkach, ogon oraz sześć skrzydeł. Ogon kształtem przypomina latawiec, dwa podstawowe skrzydła boczne (oznaczone literami B) mają kształt niesymetryczny, krawędzie przednie są dłuższe od tylnych, końce ograniczone liniami krzywymi, cztery zaś pozostałe skrzydła (oznaczone literami A) są symetryczne, rozszerzone ku końcom ograniczonym wycinkami okręgu wykreślonego z centrum. W okrąg ten wpisuje się czubek głowy, poza jego obręb wystaje trójkątny koniec ogona i końce skrzydeł

bocznych. Średnicę centralnego koła oraz osie symetrii górnych czterech skrzydeł i ogona zaznaczono liniami przerywanymi. Podano wymiary podstawowych części. Napis po francusku z lewej strony na dole wyjaśnia: „Wszystkie te miary opierają się na stopie francuskiej, np. pierwsze skrzydło prawe ma  $3 \frac{1}{8}$  stopy długości, a szerokości u końca  $1 \frac{7}{12}$ , korpus ma  $1 \frac{1}{4}$  stopy itd.”. Ośszy ma  $2 \frac{1}{2}$  stopy, ogona  $4 \frac{1}{2}$  stopy, dłuższa krawędź bocznego skrzydła  $4 \frac{1}{4}$ , krótsza  $3 \frac{1}{8}$ , krawędź krzywa  $1 \frac{2}{3}$ . Długość i szerokość całej konstrukcji wynosiły ok. 8 stóp, czyli ok. 2,5 m (stopa francuska mierzyla 0,32484 m). Rysunek przedstawia zatem zgeometryzowany



Rys. 1. Szkic „latającego smoka” z profilu, rysunek z Archiwum Académie des Sciences w Paryżu (wg R. Taton [6], rys. 1)

wygląd i wymiary jednego z modeli „latającego smoka”, jakie wykonywał Burattini. Podpis na dole z prawej strony podaje ponadto: „Skrzydła oznaczone literą A odnóżają się wówczas, gdy skrzydła oznaczone literą B podnoszą się i odwrotnie”. Jest to ciekawy nowy element do koncepcji Burattiniego skomplikowanego systemu poruszania się i działania tyłu skrzydeł jego urządzenia (rozszerzających się, jak wiemy, w czasie ruchu w dół i zwiężających przy podnoszeniu). Obydwa dolne napisy były najprawdopodobniej wykonane przez Pierre Des Noyersa, sekretarza królowej Ludwika Marii. Dzięki jego korespondencji projekt przedłożony na polskim dworze w Warszawie stał się współcześnie głośny we Francji i w innych krajach.

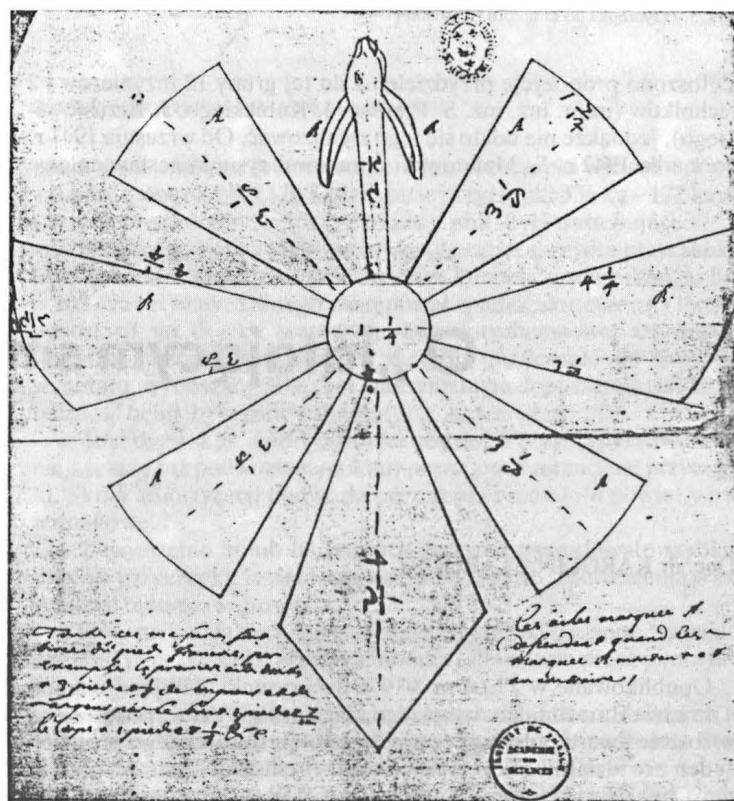
Ponieważ nowo odkryty schemat wyraźnie dotyczy jednego z modeli, przypomnijmy co na ten temat pisał Des Noyers. W drugim swym liście (z Warszawy 14 stycznia 1648 r.) na temat pomysłu Burattiniego, skierowanym do Gilles Personne de Roberval, donosił: „Nasz inżynier z Arabii zrobił mały model swej latającej maszyny, długości czterech stóp”. Z kolei w listach z Warszawy: z 29 stycznia skierowanym do Melchisedecha Thévenot (a w każdym razie będącym później w jego posiadaniu) i o miesiąc późniejszym, z 29 lutego, skierowanym do Marina Mersenne’a, wspomina on o modelu mierzącym wraz z ogonem  $4 \div 5$  stóp długości (a więc ok. 1,5 m). Jak wynika z listu z lutego, był to model zademonstrowany królowi Władysławowi IV, ale nie jedyny. Wszystkie trzy listy zawierają opis udanego lotu kota umieszczonego wewnątrz, przy czym wewnętrzną maszynę złożoną ze sprężyn i kół wprowadzono w ruch za pomocą sznura. Sznur wychodził spod ogona modelu, a ten co nim manipulował musiał się znajdować na tej samej wysokości co latający model. W liście do Roberval (z Trok, z 18 marca) Des Noyers powtarza wiadomość o modelu długości ok. 5 stóp, dodając że Burattini wykonał jeszcze dwa inne, także udane. Zapewniał, że jest on gotów wykonać model łatwy do rozkładania na części i składania, który wysłałby Robervalowi. W następnym liście do niego, wysłanym w Warszawie 21 października, pisze o tym, że Burattini zastąpił sznur laseczką, którą popycha się i cofa. Powoduje to, że skrzydła podnoszą się i opuszczają, lecz laseczka, podobnie jak sznur, nie podtrzymuje urządzenia w powietrzu, a jedynie porusza mechanizm. W liście z 2 grudnia, także z Warszawy, Des Noyers wspominał o planach Burattiniego wyjazdu do Paryża, co dałoby mu możliwość skonsultowania urządzenia z Robervalem i Pascalem.

Można się domyślać, że nowo odkryty rysunek odnosi się do jednego z później wykonanych modeli, byłby on bowiem większy od tego, który był demonstrowany królowi. Jeśli model długości  $4 \div 5$  stóp

mogłby pomieścić, jak zauważono, chyba tylko małego kociaka, to model o długości 8 stóp mieściłby dorosłego kota. Powiększanie wymiarów modeli świadczy o tym, że Burattini był konsekwentnym eksperymentatorem i zamierzał skonstruować dużą maszynę, dostosowaną wymiarami do uniesienia ludzi. Jak wiemy z listu z 18 marca, konstruktor był świadomy trudności, jakie stwarzało powiększanie wymiarów „przynajmniej, że siła i proporcje jednej maszyny nie odpowiadają takimże w maszynie większej”. Schemat, jakim dziś dysponujemy, na którym podano wymiary poszczególnych części, pokazuje, że znane dotychczas odręczne szkice „latającego smoka” z profilu mylnie oddawały stosunek części środkowej względem długości szyi, a zwłaszcza ogona i skrzydeł. W zamierzeniu konstrukcyjnym Burattiniego byłyby one o wiele dłuższe, a więc proporcje całości bardziej przekonywające.

Nie ulega wątpliwości, że po jednej kopii traktaciku wraz z niedbalym szkicem profilu „latającego smoka” Des Noyers wysłał Robervalowi (o czym wspomnieliśmy już 4 grudnia 1647 r.) i Mersenne’owi (co zapowiadał 29 lutego następnego roku). Po śmierci Mersenne’a, we wrześniu 1648 r., spuścizna po nim znalazła się w rękach Roberval. Ze zbiorów Roberval pochodzą też obydwa znane dziś paryskie komplety materiałów: z Biblioteki Narodowej i Archiwum Akademii Nauk. Adnotacja z nazwiskiem i adresem Pascala (przy ul. Brisemiche mieszkał on od lata 1647 r. do września 1648 r.) wskazuje, że ta właśnie kopia była mu udostępniona przez Roberval, doręczona przez posłańca i wypożyczona na pewien czas. Nie wiemy, czy w rękach Pascala znalazł się również schematyczny rysunek modelu omówiony powyżej. Był on nadesłany później, podobnie jak dodatkowy rysunek z Biblioteki Narodowej przedstawiający starannie opracowany widok z profilu.

Rok 1648, który zaobfitował tyłoma wieściami o projekcie latającej maszyny docierającymi do Francji, był, jak wspomniano, ostatnim rokiem życia Mersenne’a, wielkiego propagatora rozwoju ówczesnych poszukiwań z dziedziny fizyki i mechaniki. Dzięki niemu wieści z Warszawy docierały coraz dalej. Opublikowany dwa lata temu ostatni tom jego ogromnej korespondencji, oprócz znanych już przekazów przynosi jeszcze kilka nowych. Znajduje się tu pełny list (z 17 marca) Mersenne’a do Jana Heweliusza, w którym starał się on nakłonić gdań-



Rys. 2. Schemat „latającego smoka” z góry, rysunek z Archiwum Académie des Sciences w Paryżu (wg [6], rys. 3)

skiego astronoma (zresztą bezskutecznie) do wymiany informacji na temat latających maszyn. Donosił mu o projekcie francuskiego mechanika, który planował lot z Francji do Konstantynopola. Jego maszyna miała unosić 6 ludzi i  $4 \div 5$  armat. Skrzydła tej maszyny miałyby dłu-



gość 32 stopy i szerokość 12 stóp. Rozpiętość całości wynosiłaby zatem ponad 60 stóp (ponad 19 m). Jeden z korespondentów Mersenne'a, jezuita Jean Columbi, rezydujący na dworze Ludwika Emanuela de Valois w Aix-en-Provence, pisał 3 marca, że na dwór Prowansji zdążyła także skądinąd dotrzeć wiadomość, iż do króla polskiego przybyli „dwaj lotnicy” w maszynie w kształcie ptaka, ze „szczęśliwej Arabii” (Burattini przed przybyciem do Polski był w Egipcie). O „lotniku z Polski” jest też wzmianka w liście fizyka Adriana Auzout z 21 sierpnia. Dzięki Mersenne'owi wieści o projekcie Burattiniego dotarły także do jego ojczyzny, do fizyka Giovanniego Balianiego przebywającego w Genui, który jednak myślał, że chodzi tu o lotnię ze skrzydłami przytworzonymi do rąk i nóg i uważał, że drewno i kości wieloryba są zbyt ciężkie i że należałoby je zastąpić trzcina.

Jak wiemy, śmierć Władysława IV i zawierucha wojenna w Rzeczypospolitej położyły kres dalszym eksperymentom Burattiniego, a o jego ewentualnych konsultacjach z uczonymi paryskimi w czasie pobytu we Francji nie zachowały się żadne przekazy źródłowe. Kilkaście lat później Melchisedech Thévenot wyszukał odpis listu z Warszawy z 29 stycznia 1648 r. i jego kopię przesłał Christiaanowi Huygensowi wraz ze swym listem z 7 maja 1661 r. Młody utalentowany fizyk holenderski w liście z 21 lipca pisał jednak, że nie rozumie jak działał sznur i mechanizm modelu. Sam miał wówczas ochotę skonstruować automat w kształcie latającego ptaka, za przykładem pitagorejczyka Archytasa. Swjej koncepcji działania wewnętrznego mechanizmu „latającego smoka”, poza ogólnikowymi wzmiankami o zastosowaniu sprężyn i kół oraz zasady dźwigni, Burattini nie utrwalił na piśmie, pozostawiając niezaspokojoną ciekawość współczesnych i potomnych.

## BIBLIOGRAFIA

1. C. HART: The Prehistory of Flight, Berkeley, Los Angeles, London 1985, s. 135÷145
2. K. TARGOSZ: „Latający smok” Tita Livia Burattiniego. *kwartalnik Historii Nauki i Techniki*, t. 20, 1975, s. 269÷293
3. K. TARGOSZ: Jak wyglądał „latający smok” Tita Livia Burattiniego. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, t. 31, 1976, nr 3, s. 37÷40
4. K. TARGOSZ: „Le dragon volant” de Tito Livio Burattini. *Annali dell'Istituto e Museo di Storia della Scienza di Firenze*, t. 2, 1977, zeszyt 2, s. 67÷85
5. R. TATON: Le „dragon volant” de Burattini. *Revue des Sciences Humaines de Lille*, nr 186÷187, 1982÷1983, s. 161÷167
6. R. TATON: Nouveau document sur le „dragon volant” de Burattini. *Annali dell'Istituto e Museo Storia della Scienza di Firenze*, t. 7, 1982 zeszyt 2, s. 161÷168
7. T. L. BURATTINI: Il volare non è impossibile come fin hora universalmente è stato creduto, rkps Dossier Fermat, Annexe, Archives de l'Académie des Sciences w Paryżu (6 kart z dwoma rysunkami)
8. Listy Pierre Des Noyersa do Gillesa de Roberval'a z 1647 i 1648 r., rkps 7049 zbiorów Hohendorfa w Staatsbibliothek w Wiedniu
9. Korespondencja Marcina Mersenne'a z Giovannim Battistą Balianim, Jeanem Columbim, Pierre Des Noyerssem, Theodorem Haakiem, Janem Heweliuszem, Constantijnem Huygensem w: M. Mersenne, Correspondance, commentée par P. Tannery, publiée et annotée par C. de Waard et A. Beaulieu, t. 16:1648, Paris 1986, s. 149, 152, 179÷180, 219, 320, 346, 357÷358, 362, 415, 485
10. Korespondencja Melchisedecha Thévenot z Christiaanem Huygensem w: Ch. Huygens, Oeuvres complètes, t. 3: Correspondance 1660–1661, La Haye 1890 s. 268, 270, 302÷303

cd. ze str. 16

Otrzymań na rys. 2  $m_{\max}$  należy zweryfikować przeprowadzając analizę masową poszczególnych zespołów samolotu. W tym celu jest wskazane posłużenie się danymi masowymi konstrukcji amatorskiej zbliżonego typu bądź też wykresem (rys. 1). Do obliczenia masy skrzydła (rys. 1a) jest niezbędna wartość maksymalnego (dodatniego) współczynnika przeciążenia. Dopuszczalne współczynniki przeciążenia w ULM-ach już latających i mających świadectwo typu wynoszą:

- (+6; -6) – dla całkowicie metalowych,
- (+5; -2,65) – dla laminatowych,
- (+6; -3) – z podwójnym pokryciem dakronowym,
- (+4; -2) – najmniejsze wartości jakie można przyjąć.

Dla porównania: wartość współczynników przeciążenia w samolotach lekkich budowanych przez przemysł lotniczy są następujące:

- (+3,8; -1,5) – samoloty szkolne i turystyczne w kategorii N (normalna),
- (+4,4; -1,8) – samoloty szkolne kat. U (użytkowa, z ograniczoną akrobacją),
- (+6; -3) – samoloty akrobacyjne.

Masę skrzydła obliczamy ze wzoru:

$$m_{sk} = m_j \cdot S$$

gdzie:  $m_j$  – masa 1 m<sup>2</sup> skrzydła odczytana z rys. 1a.

Dla wartości  $m_{\max}$  odczytujemy z wykresów rys. 1b masy pozostałych zespołów samolotu. Jest konieczne, aby otrzymana w ten sposób  $m_{\max}$  samolotu była o 5÷10% mniejsza od otrzymanej z wykresów na rys. 2. Jeżeli otrzymamy większą masę, należy zmienić założenia wyjściowe bądź też koncepcję konstrukcji, zwłaszcza zespołów o znacznym udziale masowym. Natomiast jeżeli obliczona masa jest znacznie mniejsza od założonej, należy powtórnie na wykresach rys. 2 przeprowadzić analizę osiągow i skorygować np. powierzchnię i rozpiętość skrzydła.

Założenia (warunki techniczne) opracowane na podstawie rys. 1 i 2 należy traktować jako przybliżone, wystarczające jednak do rozpoczęcia projektowania (poza podstawowymi osiągnięciami są znane: powierzchnia skrzydła, rozpiętość oraz masy poszczególnych zespołów).

Opracował Marian Jakoniuk

## WARUNKI PRENUMERATY

**Prenumeratorzy zbiorowi** – jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty **wyłącznie** na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratorom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratorzy otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

**Prenumeratorzy indywidualni** – osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-139-11. **Prenumerata ulgowa** – przysługuje **wyłącznie** osobom fizycznym – członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

Uwaga! Miesięcznik *Aura* może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

**Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę** – zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

**Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:**

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

**Informacji o prenumeracie udziela** – Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

**Egzemplarze archiwalne czasopism** – można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 26-80-16) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

**Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1990 r.** – kwartalna normalna 1500 zł, kwartalna ulgowa 300 zł, półroczna normalna 3000 zł, półroczna ulgowa 600 zł, roczna normalna 6000 zł, roczna ulgowa 1200 zł.

W przypadku zmiany cen w okresie objętym prenumeratą, prenumeratorzy są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.

ul. Bartycka 20, pok. 81  
00-716 Warszawa  
tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

## Korespondencja:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4, skr. poczt. 1004

## Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI

A. Glass: Koszt i cena samolotu	1
ZE ŚWIATA	2
A. Krawczyk: NMG – system numerycznego odwzorowania geometrii samolotu	3
R. S. Rowiński: Propozycje dotyczące wyposażenia rolniczych statków powietrznych	7
Szukamy zabytków techniki w Polsce	9
Z. Kierszko: Laboratoryjna ocena właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych	10
KARTOTEKA TLiA: McDonnell Douglas MD-80	11
Shorts Tucano T.Mk.1	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wstępne określenie parametrów samolotu amatorskiego (I)	15
TERMINY LOTNICZE: 10. Kierownica strug, grzebień aerodynamiczny, 11. Zarzucenie (samolotu na ziemi lub na wodzie), 12. Niesterowane wahania samolotu względem toru lotu (o prawie stałej amplitudzie)	17
A. Glass: Przyczepka szybowcowa S. Malinowskiego (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
K. Targosz: O „latającym smoku” Tita Livia Burattiniego po raz drugi (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROTOTYPY: Verilite Model 100 Sunbird	II okł.
Schweizer Model 330 Sky Knight	II okł.
Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 3. Biuro Veritas 1930	III okł.

Na okładce: Samoloty rozpoznawczo-bombardujące PZL P.43B lotnictwa bułgarskiego (1938 ÷ 1944) – rys. K. Cieślak

KRAWCZYK A.: NMG – system numerycznego odwzorowania geometrii samolotu. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, s. 3

W artykule omówiono podstawy matematyczne systemu numerycznego odwzorowania geometrii samolotu (NMG) oraz zwrócono uwagę na możliwość posługiwania się tym systemem na mikrokomputerze IBM XT, co znacznie poszerza dostępność systemu w zakładzie.

ROWIŃSKI R. S.: Propozycje dotyczące wyposażenia rolniczych statków powietrznych. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, s. 7

W artykule omówiono wyposażenie samolotów lub śmigłowców potrzebne przy przeprowadzaniu zabiegów agrolotniczych.

KIERSZKO Z.: Laboratoryjna ocena właściwości przeciwzużyciowych paliw do silników turbinowych. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, s. 10

W artykule opisano metody badania właściwości przeciwzużyciowych paliw do turbinowych silników śmigłowych, oparte na badaniach adsorpcji paliwa na metalowych powierzchniach oraz na pomiarach sił tarcia.

GLASS A.: Przyczepka szybowcowa S. Malinowskiego. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, s. 20

Przedstawiono dzieje budowy i prób przyczepki szybowcowej do samolotu Miles Magister zbudowanej w 1941 r. w W. Brytanii oraz projekty przyczepki do samolotów Spitfire VIII i Blenheim IV.

TARGOSZ K.: O „latającym smoku” Tita Livia Burattiniego po raz drugi. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 4, s. 21

W artykule przedstawiono nowo odkryty rysunek „latającego smoka” z 1647 r. oraz dodatkowe informacje o jego konstrukcji i modelach.

## CONTENTS

KRAWCZYK A.: NMG – the system of numerical representation of an aircraft geometry. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 4, p. 3

The article presents mathematical foundations of the numerical system of an aircraft geometry representation (NMG). A possibility has been stressed to use the system with IBM XT microcomputer to extend the system usability in the companies.

ROWIŃSKI R. S.: Agricultural aircraft equipment: suggestions. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 4, p. 7

The equipment necessary to carry out airborne agricultural operations with airplanes or helicopters has been discussed in the article.

KIERSZKO Z.: Laboratory analysis of anti-wear properties of fuels for turbine engines. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 4, p. 10

Methods have been described to analyse anti-wear properties of propeller turbine engine fuels, based on examination of fuel adorption on metal surfaces and on friction forces measurements.

Redaktor naczelny  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji  
Elżbieta Olejarz

Redaktorzy działowi:  
mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski,  
mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński,  
dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:  
mgr inż. W. Blaszczyk, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass,  
doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący),  
mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kolodziński, doc. dr inż. T. Kostia,  
mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący),  
mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak,  
dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek,  
mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater,  
mgr inż. S. Trębacz.

WYDAWNICTWO  
CASOPISM I KSIĄŻEK  
TECHNICZNYCH  
SIGMA  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

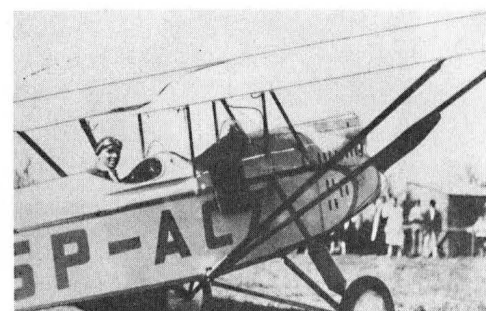
# Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 3

## Biuro Veritas 1930

Znaki rej.	Typ samolotu	Nr.fabr.	Właściciel	Data zarej.	Data skreśl.	Zmiany rej.	Uwagi/Imiona
SP-ACA	JD-2	5L6	SL,AW,Pawłoski, Z.Babiński		16.8.1935	ex:P-PSLA	
ACB <sub>1</sub>	PS-1	SL11	SL		1930		
ACC <sub>1</sub>	RWD-1	SL13	SL				
ACC <sub>2</sub>	Lublin R-XI	LOT		2.1930	30.12.1933		
ACD	JD-2bis	SL14	ALw	1929	13.8.1930		
ACE	RWD-2	16	SL,ALw	1929			
ACF	JD-2	SL15	AW	1929	16.3.1930		
ACG	Hanriot H-28		AW				
ACH	Hanriot H-28		AW				
ACJ	PWS-3		PWS			ex:P-PWSS	
ACK	DUS-3	LKL1	LKL				
ACL	Albatros BII	2579	LOPP,ALw				
ACM	Albatros BII	3701	LOPP,ALw				
ACN	Hanriot H28		LOPP,LOT,AW, PW Łódź		30.1.1936		
ACO	JD-2	17	Pawłoski	1929	1930		
ACP	...						
ACR	DKD-III	1	S.Działowski				
ACS	Albatros BII		LOPP,Apoz		21.6.1935		
ACT	DH-60G Moth	991	B.Skórzewski		3.5.1933	ex:G-AACM	
ACU	Nieuport 24bis		AKrak		1932		
ACW	PZL-5	3	PZL,Apoz				
ACX	PZL-5	4	PZL,S.Prauss, Z.Dregier				
ACY	DKD-5		S.Działowski	1930			
ACZ	Sido S-1						
SP-ADA	PWS-8		Kl.PWS				
ADB	PWS-50		Kl.PWS		17.3.1934		
ADC	PWS-51		Kl.PWS		30.3.1935		
ADD	PWS-52		Kl.PWS, Z.Przeorski			powtórnie za- rej. 1938	
ADE <sub>1</sub>	LKL-2bis		LKL	1930			
ADF <sub>1</sub>	LKL-2		LKL	1930			
ADF <sub>2</sub>	Hanriot H-28		PZL,AGd		30.1.1936		
ADG	RWD-2	22	ARP,AW	1930	9.10.1935		
ADH	RWD-2	23	APozn	1930	5.6.1935		
ADJ	RWD-2	21	ARP,AWil	1930	5.6.1935		
ADK	RWD-4	28					
ADL	RWD-4	27					
ADM	RWD-4	26	AKrak		23.10.1935		
ADN	PZL Ł2		PZL				
ADO	PZL P1/II		PZL	1930			
ADP	JD-2bis	20	W.Rychter,AW	1929	6.2.1936		
ADR <sub>1</sub>	...						
ADS <sub>1</sub>	PWS-11bis		PWS	1930			
ADS <sub>2</sub>	Balon JP-2 "Kościszko"		ARP	1933			
ADT	...						
ADU	Hanriot H28	30-134	APozn		5.3.1935		
ADW	Hanriot H28	30-133	APozn		12.2.1936		
ADX	DH-60G Moth	1109	LOT,AW,Sk.Pol, A.Strakacz	1.7.1930			"Xawery" "Mieszko"
ADY	DH-60M Moth	1545	ASłaski				
ADZ	Caudron G3						

Uwagi: 1),2) - kolejne użycie tych samych znaków. AW - Aeroklub Warszawski, AGd - Aeroklub Gdański, AKrak - Aeroklub Krakowski, ALw - Aeroklub Lwowski, APozn - Aeroklub Poznański, ASł - Aeroklub Śląski, AWil - Aeroklub Wileński, ARP - Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej, LOT - PLL LOT, LKL - Lubelski Klub Lotniczy, Kl.PWS - Klub Podlaskiej Wytwórni Samolotów, PZL - Państwowe Zakłady Lotnicze, LOPP - Liga Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, PW - Przesposobienie Wojskowe Lotnicze, Sk:Pol - Redakcja Skrzydlatej Polski, SL - Sekcja Lotnicza Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej

A. G.



# Spitfire Mk IIa i b

