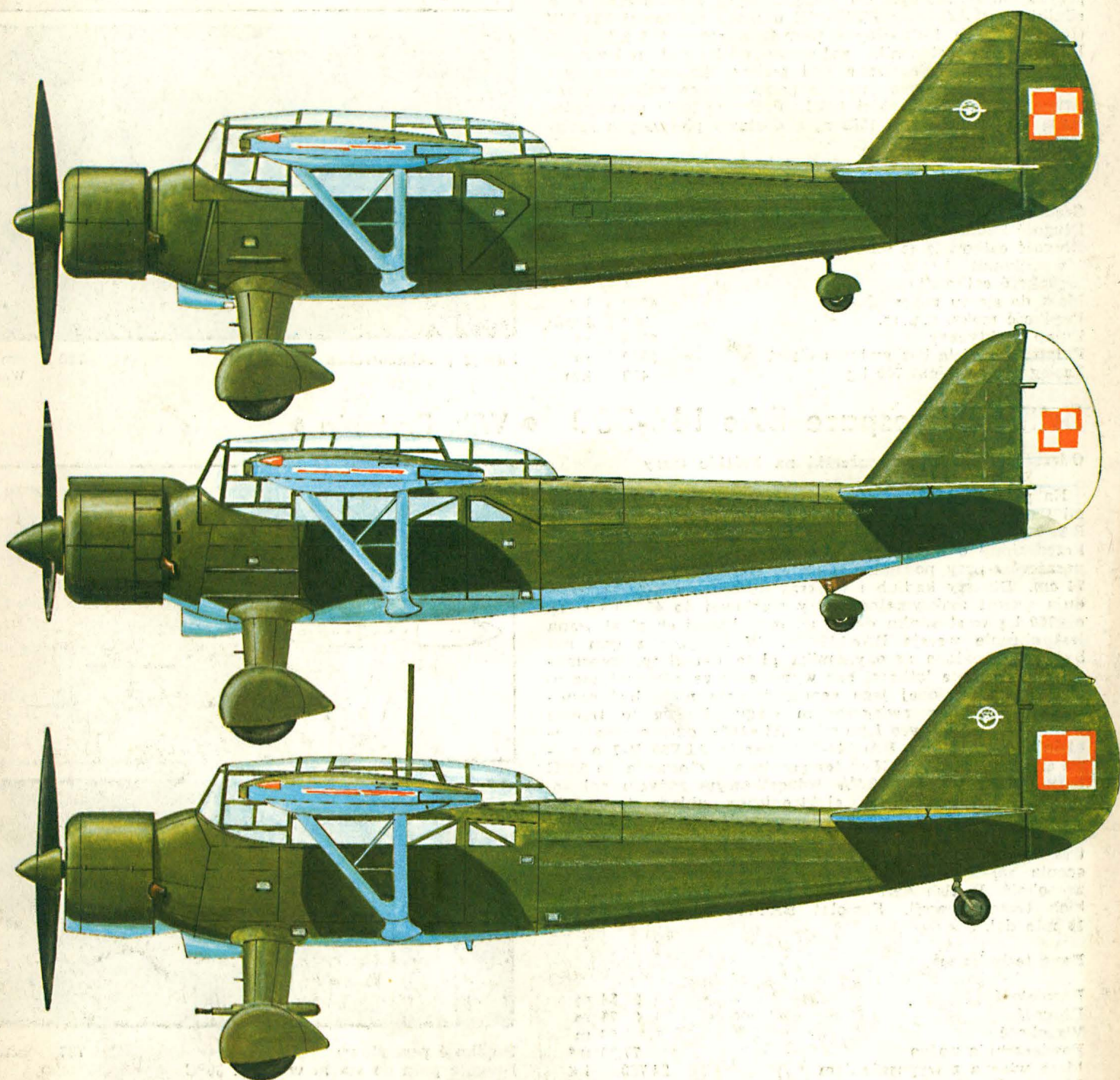


TECHNIKA

2'86

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



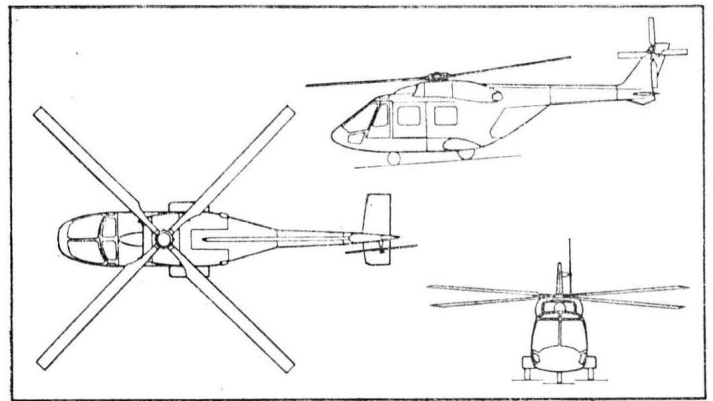
HAL ALH (Advanced Light Helicopter) • Indie •

Lekki dwusilnikowy śmigłowiec wielozadaniowy

Wytwórnia Hindustan Aeronautics Ltd. (HAL) w Bangalore przy udziale 40 specjalistów z firmy MBB opracowuje lekki dwusilnikowy śmigłowiec w kilku wersjach: transportowej i szturmowej dla armii lądowej oraz w wersji przeciw okrętom podwodnym dla marynarki wojennej. Bierze się również pod uwagę 14-miejscową wersję pasażerską. Śmigłowiec będzie wyposażony w sztywny czterołopatowy wirnik nośny o zintegrowanej głowicy (Integrated Dynamic System), czterołopatowe śmigło ogonowe bez łożysk i chowane podwozie. Podstawowe wymagania, jakie ma spełniać śmigłowiec ALH, dotyczą osiągnięć w wysokich temperaturach otoczenia i na wysoko położonych lądowiskach (do 6000 m), prędkości maksymalnej (280 km/h n. p. m.) i możliwości umieszczenia w kadłubie ładunku o masie przynajmniej 700 kg. Do napędu będą zastosowane dwa silniki Pratt Whitney PT6B-35E o mocy startowej 783 kW (1065 KM) lub Rolls-Royce Gem41 o mocy 835 kW (1135 KM). Cztery zbiorniki paliwowe o łącznej pojemności 875 l zostaną umieszczone pod podłogą kabiny, poza tym będzie możliwe zamontowanie pomocniczego zbiornika zewnętrznego o pojemności 125 l. Próby w locie prototypów mają rozpocząć się w 1988 r., a dostawy pierwszych śmigłowców — w 1991 r.

Dane techniczne

Srednica wirnika	12,24 m
Długość kadłuba	11,60 m
Długość całkowita (z obracającymi się wirnikami)	14,74 m
Wysokość całkowita	4,30 m
Masa do startu maks.	4000 kg
Prędkość maks. n. p. m.	280 km/h
Pułap praktyczny	6000 m
Pułap w zawisie bez wpływu ziemi	3000 m
Zasięg z ładunkiem 700 kg	400 km



Zasięg przebazowania 700 km W. K.

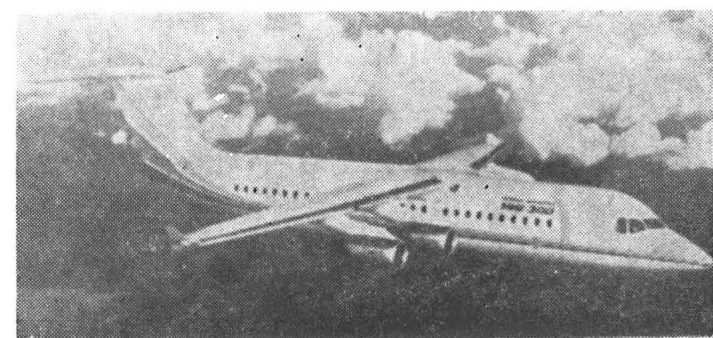
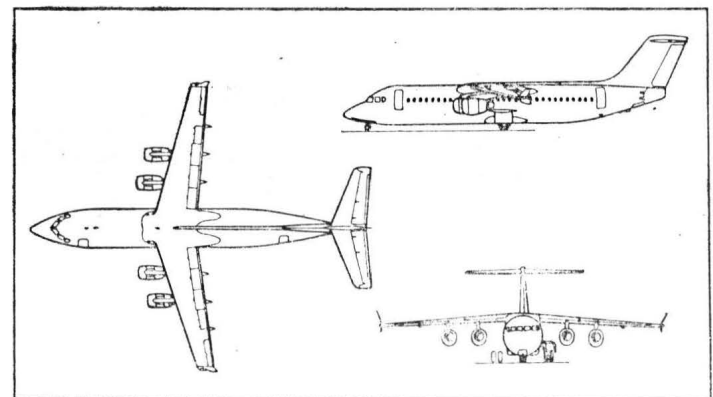
British Aerospace BAe 146-300 • Wlk. Brytania •

Odrzutowy samolot pasażerski na krótkie trasy

Na początku 1988 r. ma być wprowadzona do eksploatacji trzecia wersja samolotu pasażerskiego BAe 146, samolot BAe 146-300 o zwiększonej liczbie miejsc pasażerskich. Przedłużony o 3,2 m kadłub pozwoli na pomieszczenie 122 pasażerów przy podziałce foteli 81 cm i 134 przy podziałce 74 cm. Dłuższy kadłub i większa liczba pasażerów spowodują wzrost maksymalnej masy startowej do 45 360 kg, tj o 4760 kg w stosunku do masy, przy której eksploatowana jest obecnie wersja BAe 146-200. W związku z tym ma być udoskonalona aerodynamika płata (winglety, wspomaganie sterowanie lotkami bez wyważenia aerodynamicznego) przy nie zmienionej jego geometrii oraz mają być zastosowane silniki o zwiększonym ciągu. Będzie to trzecia wersja silników Avco Lycoming ALF500R opracowana specjalnie do samolotu BAe 146-300, wersja ALF500R-7 o ciągu startowym 3340 daN w temperaturach otoczenia do 22°C przy zmniejszonym o 2,5% jednostkowym zużyciu paliwa, wyposażona w cyfrowy elektroniczny układ sterowania (FADEC). Zapas paliwa będzie wynosić 12 900 l. Pierwszy lot nowego samolotu jest przewidziany na 1987 r. Zapotrzebowanie na samoloty pasażerskie o 70÷130 miejscacn ocenia się na 1000, z czego trzecią część spodziewa się zaspokoić British Aerospace samolotami BAe 146 wszystkich trzech wersji. Samolot BAe 146-300 ma kosztować 18 mln dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	26,34 m
Długość	31,75 m
Wysokość	8,56 m
Powierzchnia nośna	77,30 m ²
Masa własna z wyposażeniem	24 720 kg
Masa maks.	
do startu	45 360 kg
do lądowania	40 824 kg



Prędkość przelotowa 787 km/h
 Długość pasa do startu w temp. 30°C ze 122 pasażerami 1 524 m
 Zasięg maks. ze 122 pasażerami 2 330 km W. K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI LUTY 1986

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Ekonomiczny samolot dla aeroklubów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pięć lat po zakończeniu produkcji Junaków, na początku lat sześćdziesiątych, czyli ćwierć wieku temu, aeroklub zaczął sygnalizować zapotrzebowanie na samolot — następcę CSS-13 i Junaka.

Lecz jaki powinien być samolot dla aeroklubu? Pięćdziesiąt czy czterdzieści lat temu odpowiedź nie była trudna — np. RWD-8 czy Po-2 (CSS-13). Dwumiejscowy samolot z silnikiem o mocy rzędu 80 kW (110 KM) służył wówczas do szkolenia podstawowego, treningu nawigacyjnego, pierwszych figur akrobacji, holowania szybowców i wyrzucania skoczków spadochronowych. W końcu lat czterdziestych nasze aerokluby miały możliwość prowadzenia taniego treningu nawigacyjnego na samolotach Piper Cub z silnikiem 48 kW (65 KM). W drugiej połowie lat pięćdziesiątych pojawiły się samoloty An-2 do szkolenia spadochroniarzy. W połowie lat sześćdziesiątych weszła do użytkowania Wilga, służąca do holowania szybowców i do lotów nawigacyjnych. W połowie lat siedemdziesiątych wypróbowano stosowanie motoszybowca Ogar do taniego treningu nawigacyjnego (małe zużycie paliwa z powodu małej mocy silnika). Równocześnie wzrastała moc silników do samolotów szkolnych: do 118÷132 kW (160÷180 KM) — Junak, Zliny, a nawet 235 kW (320 KM) — Bies.

Kryzys paliwowy spowodował, że zaistniała potrzeba taniego latania w aeroklubach. Dziś w naszych aeroklubach zaczyna być użytkowany szkolny PZL-110 Koliber o mocy silnika 85 kW (116 KM). Oprócz samolotu do szkolenia podstawowego, jakim jest Koliber, potrzebny jest samolot szkolno-treningowy do szkolenia na obozach LPW. Zadanie to będzie spełniać Orlik. Holowanie szybowców i skoki spadochronowe — to nadal domena Wilgi i An-2. Lecz ograniczenia paliwowe wskazują, że trening nawigacyjny jest u nas przeprowadzany na samolotach z silnikami o zbyt dużej mocy. Gdy koszty i ilość paliwa stały się problemem dla aeroklubów francuskich, powstały tam ekonomiczne samoloty dwumiejscowe Robin ATL z silnikiem 37 kW (50 KM) i Mudry CAP-X z silnikiem 59 kW (80 KM). Niektóre aerokluby na Zachodzie zainteresowały się wówczas dwumiejscowymi motoszybowcami, takimi jak Fournier RF-10, Grob 109, Hoffmann H-36 Dimona czy Taimfun 17E, napędzanymi w większości silnikami o mocy 59 kW (80 KM).

Jakiego rodzaju ekonomiczny samolot jest potrzebny naszym aeroklubom do treningu nawigacyjnego? Będący na pograniczu klasy Piper Cub i ULM. Samolot taki musi mieć krajowy silnik, czyli PZL-Franklin F2A o mocy 45 kW (60 KM), dostosowany do krajowej benzyny lotniczej i krajowego oleju, musi być też tani w produkcji. Te bowiem przyczyny uniemożliwiły szersze stosowanie Ogarów w naszym kraju. Jeśli ma być tani — to nie powinien przypominać wyczynowych motoszybowców o rozpiętości 17,5 m, a raczej konstrukcje ultralekkie. Prawdopodobnie najbardziej uzasadniony byłby układ górnopłata o stałej ciężarowości, czyli o prostokątnym płacie. Na Zachodzie motoszybowce dwumiejscowe mają służyć do szkolenia szybowcowych pilotów wyczynowych, dlatego powinny mieć doskonałość rzędu 30, kosztem wzrostu ceny. Natomiast do taniego treningu nawigacyjnego najlepiej będzie się nadawał motoszybowco-samolocik o rozpiętości między 10 a 13,5 m. Nie może on mieć rurkowo-drucianej konstrukcji jak ULM-y, lecz konstrukcję samolotową sztywną i maksymalnie prostą. Od możliwości produkcyjnych będzie zależało, czy konstrukcja będzie duralowa, czy laminatowa. Mała prędkość lądowania i mała prędkość przelotowa nie odgrywają tu zasadniczej roli. Ważne będzie, by jego wznoszenie nie było za małe, co najmniej 2,5 m/s, co gwarantuje bezpieczny start.

Etapem w projektowaniu takiego samolotu mogła być dwumiejscowa wersja Prząśniczki. Szkoda, że aeroklub nie próbował zamówić takiej konstrukcji. Punktem wyjścia może być także szybowiec ULS-2 Gapa, gdyż jego skrzydła, belka ogonowa i usterzenie mogą być podstawą do skonstruowania motoszybowca dwumiejscowego. Może to być konstrukcja zbliżona układem do samolotu Piper Cub. Do treningu nawigacyjnego nie jest niezbędny tradycyjny samolotowy układ ze śmigłem ciągnącym. Jedną z możliwości może też być układ dolnopłata stosowany w najnowszych motoszybowcach czy w samolocie ATL.

Ponieważ w drugiej połowie bieżącej pięciolatki można się spodziewać produkcji silników PZL-F2A, należałoby opracować prototyp samoloto-motoszybowca do ekonomicznego treningu nawigacyjnego, który pozwoliłby pilotom aeroklubowym na zwiększoną liczbę godzin lotów przy równoczesnym obniżeniu kosztów latania.



BRAZYLIA

● 16 października 1985 rozpoczął próby w locie wykonany w Brazylii prototyp włosko-brazylijskiego samolotu taktycznego AMX. Przewiduje się zapotrzebowanie na 270 samolotów w obydwu krajach, przy czym egzemplarze brazylijskie będą różnić się nieco od włoskich. Wytwórnice włoskie wykonują 70% programu (Aeritalia 46% i Aermacchi 24%), a brazylijski Embraer 30% (A. et C. 1067)

● Rozpatruje się możliwość współpracy z Francją i wspólnego rozwoju samolotu bojowego na lata dziewięćdziesiąte. (A. et C. 1066)



CHINY

● RFN zaproponowała pomoc w uruchomieniu ewentualnej produkcji kilku typów śmigłowców cywilnych i wojskowych oraz samolotu transportowego o pojemności 65÷80 miejsc. (A. et C. 1065)

● Przewiduje się rozszerzenie sieci połączeń międzynarodowych o 8 dodatkowych krajów i zakup 30 aerobusów w ciągu najbliższych trzech lat. (A. et C. 1065)



FRANCJA

● Badania eksperymentalnego samolotu bojowego Rafale mają zakończyć się w połowie 1987 r. Następnie, w ich wyniku, dokona się szczegółowej definicji francuskiego samolotu bojowego przyszłości. (A. et C. 1066)

● W 1985 r. obchodzono 75-lecie lotnictwa morskiego — marynarka francuska posłużyła się po raz pierwszy lotnictwem w 1910 r., a w 1912 r. oficjalnie utworzono lotnictwo morskie. (A. et C. 1065)

● Pojawiła się interesująca koncepcja wynoszenia mini-samolotu kosmicznego Hermes przez samolot transportowy Airbus Industrie A.300 — jedna z wielu podobnych, rozpatrywanych w świecie (głównie w USA). Po wyniesieniu na odpowiednią wysokość, samolot kosmiczny kontynuuje lot na orbicie samodzielnie. (AWaST 4/123)



HISZPANIA

● Według oficjalnego oświadczenia prezydenta Filipe Gonzalesa, Hiszpania przylączy się do programu europejskiego myśliwca na lata dziewięćdziesiąte EFA (European Fighter Aircraft) rezygnując ze współpracy z Francją, przygotowywanej wcześniej. Udział Hiszpanii w EFA ma wynosić 13% i w ten sposób udział W. Brytanii i RFN zmniejszy się z 38% do 33% dla każdego z tych krajów, zaś udział Włoch — z 24% do 21%. (Flight Int. 3976)

● Rozpoczęto rozwój nowej wersji odrzutowego samolotu treningowo-bojowego CASA C-101 DD. Podstawowa różnica, to nowe wyposażenie nawigacyjne i kierowania

bronią Ferranti i Marconi oraz przyrządy Ferranti, Sperry, Kollman i Rosemount. (Interavia 9/85)



HOLANDIA

● 30 listopada 1985 r. obchodzono 30 rocznicę pierwszego lotu samolotu transportowego Fokker F-27 Friendship. Dotychczas sprzedano ponad 780 egzemplarzy różnych wersji i nadal napływają zamówienia. W związku z nowymi programami (następca F-27 — F-50 oraz odrzutowy F-100) zamierza się zatrudnić dodatkowo 1÷1,5 tys. osób — w 1988 r. zatrudnienie ma wzrosnąć do 11÷11,5 tys. osób. (A. et C. 1066)



INDIE

● Zdecydowano się rozwinąć we własnym zakresie system dozoru elektronicznego przestrzeni powietrznej i ziemi z powietrza, podobny do amerykańskiego systemu AWACS. (A. et C. 1065)



JAPONIA

● Zarząd Samoobrony zwrócił się do władz USA z prośbą o możliwość kupienia 30 dodatkowych samolotów zwalczania okrętów podwodnych Lockheed P-3C Orion. Z zamówionych uprzednio 45 tych samolotów, 21 pełniło zadania nad wodami terytorialnymi Japonii w końcu 1985 r. (A. et C. 1067)

● Pomimo oczekiwań ze strony RFN władze Japonii nie okazały najmniejszego zainteresowania kupnem samolotów taktycznych Panavia Tornado. (A. et C. 1066)

● Po upływie wielu już lat od początku sprawy, nie ustają protesty mieszkańców Tokio przeciwko rozbudowie portu lotniczego Narita. (A. et C. 1067)



NORWEGIA

● W wyniku odchodzenia pilotów wojskowych do lotnictwa cywilnego, na 68 myśliwców F-16 pozostało tylko 45 pilotów. Minister obrony ufundował specjalną premię ok. 150 tys. dol. USA dla każdego pilota, który odsłuży w lotnictwie wojskowym 12 lat. (A. et C. 1065)



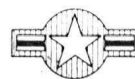
RFN

● W lipcu 1985 r. wleciał po raz pierwszy, w Birrfeld, myśliwiolot Pelargos 3, skonstruowany przez Maxa Horlachera, a pilotowany przez Peer Franka. W 15. locie myśliwiolot pokonał odległość 600 m. (Aerokurier 8/85)



SZWECJA

● Począwszy od 1987 r. SAAB-Scania ma pozostać jedynym wykonawcą programu dwusilnikowego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji SF-340. Program zaczęto realizować wspólnie z amerykańską wytwórnią Fairchild Industries, która zajmie się innymi pracami. (A. et C. 1067)



USA

● Wytwórnice Boeing Vertol i Sikorsky rozpoczęły wspólne prace nad śmigłowcem wojskowym przyszłości LHX (Light Helicopter Experimental) do celów bojowych i transportowych (w klasie do 2000 kg). Śmigłowiec będzie pilotowany przez jedną osobę i wyposażony w system „fly-by-wire” (24 czerwca 1985 r. wleciał po raz pierwszy eksperymentalny śmigłowiec Sikorsky S-76 z wyposażeniem pilotażowym dla jednej osoby). (Aerokurier 8/85)

● Firma McAlpine Aviation oferuje system komputerowego planowania lotu, w formie oprogramowania dla komputera osobistego Casio FX-820P. System jest użyteczny dla samolotów i śmigłowców. (Flight Int. 3976)

● Od 27 sierpnia 1985 r. znana wytwórnia śmigłowców Hughes Helicopters nosi nową nazwę McDonnell Douglas Helicopter Company. Założona 14 lutego 1934 r. przez Howarda Hughesa, wytwórnia została kupiona 6 stycznia 1984 r. przez McDonnell Douglas, nie mogąc sprostać inwestycjom na nowe programy (m.in. LHX). (Flight Int. 3976)

● 16 kwietnia 1985 r. upełniła 50. rocznicę pierwszego regularnego przelotu przez Pacyfik. Był to przelot pocztowy i dokonano go na łodzi latającej Sikorsky S-42 Clipper linii Pan American Airways (Pan Am). (Business Aviat. 5/85)



ZSRR

● 27 września 1985 r. w porcie lotniczym Moskwy Szeremietiewo 2 otworzono nowy port towarowy, zbudowany i wyposażony m.in. przez dwa przedsiębiorstwa fińskie i jedno francuskie. Port wyposażony jest m.in. w system informacyjny nowej generacji SIGMA. Magazyny mogą gromadzić 3 tys. Mg ładunków; port może obsługiwać m.in. samoloty Boeing 747 Cargo. (A. et C. 1065)

● W końcu 1985 r. prowadzono rozmowy na temat przystosowania przyszłego brytyjskiego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji BAe ATP (pierwszy egzemplarz w budowie) do warunków radzieckich i ewentualnej jego produkcji licencyjnej w ZSRR. (A. et C. 1064)

OGÓLNE

● Seria tragicznych katastrof samolotów transportowych w miesiącach letnich 1985 r. spowodowała, że będzie to rekordowy rok pod względem liczby ofiar w transporcie lotniczym. O samych katastrofach informowała prasa codzienna.



Nazwa	Zbudowano			Zamówio- no do 1985.01.1	Pozostało do wypro- dukowania
	do 1984.01.1	do 1985.01.1	w 1984 r.		
Samoloty pasażerskie i transportowe					
A.300	223	242	19	251	9
A.310	17	46	29	109	63
A.320	—	1	1	51	50
Transall NG	21	25	4	35	10
ATR 42	—	1	1	70	70
Razem			54		
Samoloty służbowe					
Falcon 10/100	207
Falcon 20/200	481	501	20	516	15
Falcon 50	137	154	17	166	149
Falcon 900	—	1	1	38	37
Razem			38		
Samoloty wojskowe					
Mirage III/5/50	1391	1410	19	1412	1
Mirage F1	597	643	54	691	48
Mirage 2000	15	39	24	218	179
Alpha Jet	438	474	44	498	24
Epsilon	2	22	20	153	131
Jaguar	493	506	13	550	44
Razem			174		
Śmigłowce					
SA 315B Lama	368	374	6	383	9
SA 342L Gazelle	1020	1103	83	1146	43
AS 350B Ecureuil	691	766	75	993	227
AS 355F Ecureuil	274	287	13	498	211
SA 365 Dauphin 2	72	198	126	346	148
AS 332 Super Puma	85	114	29	195	81
Razem			277		
Samoloty sportowe					
CAP 10	181	181	—	271	90
CAP 20L/21	10	10	—	20	10
Robin ATL	1	2	1	50	48
Rallye	3273	3285	12
Tampico/Tobago/Trinidad	385	448	63	535	77
RF 10	1	11	10	28	17
Razem			86		
Łącznie			629		

Zamówienia na śmigłowce wojskowe w budżecie USA na 1985 r.

A. Wg rodzajów prac

	Wartość mln dol.	%
Produkcja, w tym:		
— Sikorsky UH-60 i CH-53E	3190	66
— Hughes AH-64	1330	
— Agusta Boeing Vertol CH-47	1250	
— Rockwell Hellfire (pociski raketowe)	110	
— Inne	225	
Modyfikacje, w tym:	275	
— Boeing Vertol CH-47D	1063	22
— Bell DH-58 AHIP	432	
— Sikorsky H-3	204	
— Boeing Vertol H-46	111	
Badania i prace rozwojowe, w tym:	157	
— Bell JVX	583	12
— Boeing Vertol JVX	94	
— ARTI i LHX	94	
—	49	
Razem	4836	—

B. Wg wytwórni

Wytwórnia	Wartość mln dol.	%
Agusta	96	2
Bell	663	13,5
Boeing Vertol	687	14
Hughes	1277	26
Kaman	48	1
Sikorsky	1450	31
Inne	615	12,5
Razem	4836	—

C. Wg zamawiających

Rodzaj sił zbrojnych	Wartość mln dol.	%
US Army (siły lądowe)	3280	68
US Navy (marynarka)	1550	32
US Air Force (siły lotnicze)	6	—
Razem	4836	—

Źródła: L'Industrie Francaise Aeronautique et Spatiale — GIFAS 1985, TLIA 10/1984

Źródło: Rotor Wing s. 3/198

Śmigłowce na świecie

Śmigłowce wojskowe Wlk. Brytanii

Rodzaj lotnictwa/Typ	Sztuk
RAF (siły lotnicze)	
Gazelle	20
Puma	48
Wessex	60
Sea King	15
Chinook	38
Razem	171
AAC (lotnictwo sił lądowych)	
Scout	22
Gazelle	140
Lynx	79
Alouette	6
Razem	247
FAA (lotnictwo morskie)	
Sea King	78
Wasp	41
Lynx	56 (+23)*
Wessex	24
Gazelle	19
Razem	218
Łącznie	636

Objaśnienia:*) zamówione

Źródło: Rotor Wing 2/1985 s. 60-93

Użytkowanie śmigłowców AS-350/355 Ecureuil (w 1984 r.)

a. W poszczególnych częściach świata (szt. śmigłowców)

	AS-350	AS-355
Europa	119	45
Pl. Ameryka	355	197
Płd. Ameryka	72	3
Azja	75	25
Australazja	24	4
Afryka	18	8
Razem	663	282

b. Wg zadań, %

	AS-350B	AS-350D	AS-355
Transport publiczny i służbowy	36,4	34,1	47,2
Sanitarne	6,7	7,8	8,2
Gospodarcze	36,4	34,7	2,2
Obsługa naftowych platform wiertniczych	11,8	23,1	38,4
Administracja państwowa	3,2	—	1,5
Wojsko	5,5	—	2,5

c. Liczba wylatanych godzin

Wersja	Sztuk	Godzin
SA-350B	387	273 248
AS-350D	314	459 624
AS-355	287	145 186

Źródło: Rotor Wing 13/1984 s. 60

A. G.

Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych

Dr inż. JAN BŁASZCZYK
WAT — Warszawa

W artykule przedstawiono model samolotu typu bryłowo-belkowego do analizy właściwości dynamicznych konstrukcji, stosując technikę elementów skończonych [1, 2] i dwustopniową syntezę struktury (skończone elementy \rightarrow superelementy) opisaną w [6]. Proponowany model jest bezpośrednim rozwinięciem pracy [5] i może być stosowany do samolotów o dużym wydłużeniu skrzydła. Przyjęto w nim, że skrzydła, usterzenia i części kadłuba leżące poza obszarem mocowania powierzchni nośnych (skrzydeł i usterzeń) traktujemy jako odkształcalne (rys. 1 i 2). Ich parametry masowe i sprężyste mogą zmieniać się w sposób ciągły i skokowy wzdłuż długości. Części kadłuba, do których są mocowane skrzydła i usterzenia są bryłami sztywnymi. Ich wymiary i parametry masowe wynikają ze szczegółowej analizy pracy konstrukcji, z przyjętych układów wytrzymałościowo-konstrukcyjnych zespołów samolotu.

Założono, że rozpatrywany samolot ma płaszczyznę symetrii masowej i sprężystej. Dlatego drgania własne, symetryczne względem tej płaszczyzny, nie sprzęgają się z pozostałymi postaciami drgań i można oba rodzaje drgań badać oddzielnie.

W artykule rozpatrzono symetryczne drgania zakładając, że badany samolot ma symetryczną budowę względem płaszczyzny Oxz (rys. 1). Części kadłuba w obszarze mocowania skrzydeł i usterzeń traktuje się jako sztywne bryły.

W ruchu symetrycznym przyjęto, że usterzenie pionowe z tylną bryłą kadłuba stanowią jedną nieodkształcalną całość. Zakłada się, że pozostałe części kadłuba, a więc środkowa (łącząca bryły sztywne) i przednia (nosowa), są odkształcalne i wykonują drgania giętne w płaszczyźnie symetrii samolotu Oxz :

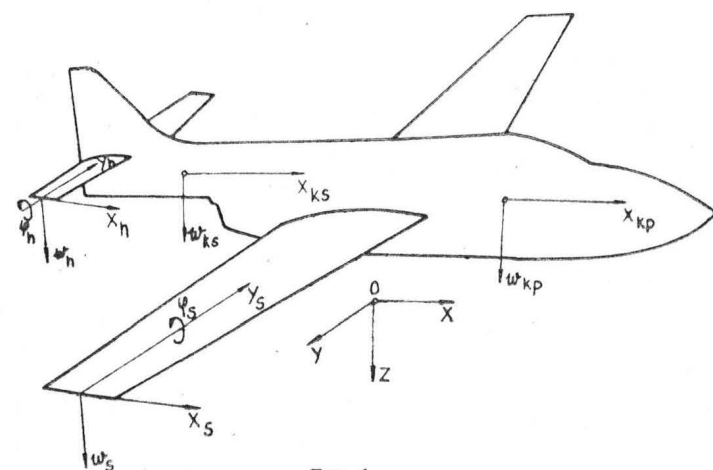
$$w_{ki} = w_{ki}(X_{ki}, t), \quad i = 1, 2 \quad (1)$$

Skrzydło i usterzenie wysokości podlegają drganiom skrętnym i poprzecznym drganiom giętym:

$$\begin{aligned} \varphi_i &= \varphi_i(y_i, t) \\ w_i &= w_i(y_i, t), \quad i = 1, 2 \end{aligned} \quad (2)$$

przy czym zespoły te uważa się za nieodkształcalne w swych płaszczyznach.

W dalszej części artykułu rozpatrzono drgania zespołów odkształcalnych, podano równania dynamicznej równowagi. Sprecyzowano równania ruchu brył sztywnych, które stanowią dynamiczne warunki sprzęgające równania zespołów odkształcalnych. Wyznaczono warunki zgodności przemieszczeń i kątów obrotu sztywnych i sprężystych części samolotu oraz warunki brzegowe na swobodnych i zamocowanych końcach skrzydła i usterzenia. Uzyskano globalny układ równań umożliwiający analizę częstości i symetrycznych postaci drgań własnych odkształcalnego samolotu.



Rys. 1

Równania zespołów odkształcalnych

Równania ruchu elementu

Równania skończonego elementu wyprowadzimy na przykładzie dowolnego zespołu płatowca wykonującego — w ogólnym przypadku — sprzężone drgania giętno-skrętne. W tym celu wydzielimy i poddamy rozważaniom element zespołu o długości l_j (rys. 3). Funkcję określającą ugięcie osi sztywności rozpatrywanego zespołu w obszarze j -tego elementu przyjmijemy w postaci:

$$w = w_j(y, t) = \underline{v}_j(y) \underline{h}_j^{(g)} e^{i\omega t} \quad (3)$$

a kąt skręcenia:

$$\varphi = \varphi_j(y, t) = \underline{g}_j(y) \underline{h}_j^{(s)} e^{i\omega t} \quad (4)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \underline{h}_j^{(g)} &= [\bar{w}_{j-1}, \psi_{j-1}, \bar{w}_j, \psi_j]^T \\ \underline{h}_j^{(s)} &= [\varphi_{j-1}, \varphi_j]^T \end{aligned} \quad (5)$$

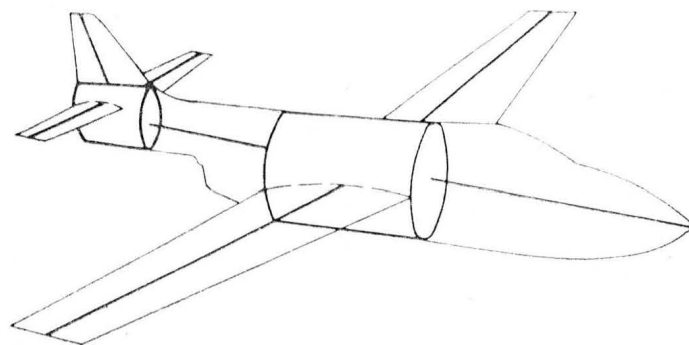
przy czym $\bar{w}_{j-1}, \bar{w}_j, \psi_{j-1}, \psi_j$ oznaczają względne przemieszczenia i kąty ugięcia krawędzi j -tego elementu, natomiast φ_{j-1} i φ_j są kątami skręcenia tych krawędzi dookoła osi sztywności (rys. 3b). Względne przemieszczenia \bar{w} są odniesione do długości L_{od} .

Funkcje \underline{v}_j i \underline{g}_j są macierzami wierszowymi:

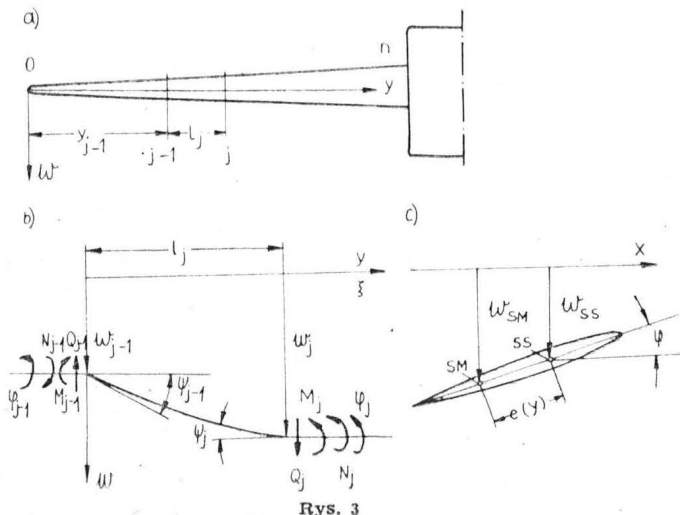
$$\begin{aligned} \underline{v}_j &= \underline{v}_j(y) = L_{od} [a_1(\xi), a_2(\xi), a_3(\xi), a_4(\xi)] \\ \underline{g}_j &= \underline{g}_j(y) = [1 - \xi, \xi] \end{aligned} \quad (6)$$

w których $a_i(\xi)$ dla $i=1, 2, 3, 4$ są wielomianami Hermite'a trzeciego stopnia [7].

Następnie uwzględnimy przemieszczenie środka masy SM rozpatrywanego przekroju względem środka sztywności SS o wielkość $e=e(y)$ (rys. 3c). W rzeczywistych konstrukcjach



Rys. 2



Rys. 3

wytwarzających siłę nośną (skrzydło, usterzenie), z reguły SM leży za SS — jak pokazano na rys. — wówczas e traktuje się jako dodatnie. Przemieszczenie środka masy wyniesie:

$$w_{SMj} = [v_j(y)h_j^{(g)} + e(y)g_j(y)h_j^{(s)}]e^{i\omega t} \quad (7)$$

Poszukiwane równanie dynamicznej równowagi elementu wyznaczmy wykorzystując zasadę prac wirtualnych, którą zapiszemy następująco:

$$\delta V = \delta W_m + \delta W_k \quad (8)$$

gdzie: δV — wariacja energii sprężystego odkształcenia elementu, $\delta W_m, \delta W_k$ — praca sił masowych i krawędziowych na przemieszczeniach wirtualnych.

Wariację energii odkształcenia elementu można przedstawić w postaci:

$$\delta V = \delta (h_j^{(g)})^T K_j^{(g)} h_j^{(g)} + \delta (h_j^{(s)})^T K_j^{(s)} h_j^{(s)} \quad (9)$$

gdzie $K_j^{(g)}$ i $K_j^{(s)}$ są macierzami sztywności j -tego elementu odpowiednio dla drgań giętnych i skrętnych.

Pracę sił masowych elementu na przemieszczeniach wirtualnych zapiszemy następująco:

$$\delta W_m = \delta (h_j^{(g)})^T \omega^2 (m_j h_j^{(g)} + S_j^{(g)} h_j^{(s)}) + \delta (h_j^{(s)})^T \omega^2 (I m_j h_j^{(s)} + S_j^{(s)} h_j^{(g)}) \quad (10)$$

gdzie: m_j — macierz mas, $I m_j$ — macierz masowego momentu bezwładności względem osi sztywności, $S_j^{(g)}$ — macierz momentu statycznego dla drgań giętnych, $S_j^{(s)}$ — macierz momentu statycznego dla drgań skrętnych. Podane tu macierze zdefiniowano w [5].

Pracę sił krawędziowych na przemieszczeniach wirtualnych przedstawimy zależnością:

$$\delta W_k = \delta (h_j^{(g)})^T F_j^{(g)} + \delta (h_j^{(s)})^T F_j^{(s)} \quad (11)$$

w której wektory kolumnowe uogólnionych sił krawędziowych $F_j^{(g)}$ oraz krawędziowych momentów skręcających $F_j^{(s)}$ mają składowe:

$$F_j^{(g)} = [-Q_{j-1} L_{od}, M_{j-1}, Q_j L_{od}, -M_j]^T \quad (12)$$

$$F_j^{(s)} = [-N_{j-1}, N_j]^T$$

gdzie Q, M i N oznaczają odpowiednio siły poprzeczne, momenty zginające i skręcające na krawędziach j -tego elementu (rys. 3b).

Wykorzystując zależności (8)÷(11), otrzymamy poszukiwane macierze równania dynamicznej równowagi elementu wykonującego sprzężone drgania giętno-skrętne:

$$(K_j^{(g)} - \omega^2 m_j) h_j^{(g)} - \omega^2 S_j^{(g)} h_j^{(s)} = \bar{F}_j^{(g)} \quad (13)$$

$$(K_j^{(s)} - \omega^2 I m_j) h_j^{(s)} - \omega^2 S_j^{(s)} h_j^{(g)} = \bar{F}_j^{(s)}$$

Równania (13) są punktem wyjściowym do otrzymania równań dynamicznej równowagi obejmujących dowolnie duży odcinek zespołu bądź cały zespół. Są one równaniami ogólnymi i dotyczą elementów zespołów konstrukcyjnych samolotu, w których osie środków mas i środków sztywności nie pokrywają się (skrzydła, usterzenia, lotki, stery). Dla zespołów, w których można przyjąć, że wymienione osie pokrywają się (np. dla kadłuba o kształcie osiowo-symetrycznym) mamy zjawisko rozprzęgania się drgań giętnych i skrętnych. Obydwa rodzaje drgań można badać oddzielnie. Dla takiego przypadku, równania (13) dla drgań giętnych mają postać:

$$(K_j^{(g)} - \omega^2 m_j) h_j^{(g)} = F_j^{(g)} \quad (14)$$

oraz drgań skrętnych:

$$(K_j^{(s)} - \omega^2 I m_j) h_j^{(s)} = \bar{F}_j^{(s)} \quad (15)$$

Równania dynamicznej równowagi zespołów odkształcalnych

Znając równania dynamicznej równowagi elementu wykonującego drgania giętno-skrętne (13), giętnie (14) oraz skrętne (15) należy sformułować równania ruchu superelementu obejmującego dowolnie duży segment bądź cały odkształcalny zespół samolotu. Równania te zapisano w bezwymiarowej postaci w celu poprawienia zbieżności rekurencyjnych procedur w procesie ich numerycznej realizacji.

Przy założeniu liniowej zmiany masowych i sztywnościowych parametrów w obszarze elementu oraz skokowych na jego krawędziach, wyprowadzono równanie ruchu superelementu, które ma charakter rekurencyjny. Wyrażono w nim

krawędziowe parametry w przekroju końcowym przez parametry w przekroju początkowym (zerowym).

Sposób otrzymania tych równań przedstawimy na przykładzie zespołu samolotu drgającego giętno-skrętnie, np. skrzydła (stąd wszystkie symbole w podanych dalej wzorach zawierają indeks s). W tym celu wprowadzimy kolumnowe wektory bezwymiarowych parametrów krawędziowych o następujących składnikach:

$$\underline{g}_{sj} = [\bar{w}_{sj}, \psi_{sj}, \varphi_{sj}, \bar{Q}_{sj}, \bar{M}_{sj}, \bar{N}_{sj}]^T \quad (16)$$

w którym:

$$\bar{w}_{sj} = w_{sj}/l_s, \quad \bar{Q}_{sj} = Q_{sj} l_s^2/EJ_{od}$$

$$\bar{M}_{sj} = M_{sj} l_s/EJ_{od}, \quad \bar{N}_{sj} = N_{sj} l_s/GJ_{Ood} \quad (17)$$

gdzie:

EJ_{od}, GJ_{Ood} — odniesieniowe wartości sztywności zginania i skręcania, l_s — długość skrzydła.

Układ równań (13) po przekształceniach można przedstawić w postaci:

$$\underline{g}_{sj} = \underline{C}_{sj} \underline{g}_{s,j-1} \quad (18)$$

gdzie elementami macierzy \underline{C}_{sj} są wyrazy macierzy występujących w równaniach (13).

Wykorzystując fakt, że równanie (18) ma rekurencyjny charakter, przedstawimy je tak, by krawędziowe parametry (16) w j -tym przekroju wyrazić w zależności od parametrów początkowego (zerowego) przekroju (rys. 3):

$$\underline{g}_{sj} = \underline{Y}_{sj} \underline{g}_{s0}, \quad j = 1, 2, 3... \quad (19)$$

gdzie macierz \underline{Y}_{sj} wyznaczamy z rekurencyjnej zależności:

$$\underline{Y}_{sj} = \underline{C}_{sj} \underline{Y}_{s,j-1}, \quad j = 2, 3, 4... \quad (20)$$

z następującym warunkiem początkowym:

$$\underline{Y}_{s1} = \underline{C}_{s1} \quad (21)$$

a wektor \underline{g}_{s0} ma składowe:

$$\underline{g}_{s0} = [\bar{w}_{s0}, \psi_{s0}, \varphi_{s0}, \bar{Q}_{s0}, \bar{M}_{s0}, \bar{N}_{s0}]^T \quad (22)$$

które są uogólnionymi bezwymiarowymi przemieszczeniami i siłami w przekroju zerowym skrzydła.

Równanie (19) jest poszukiwanym równaniem dynamicznej równowagi superelementu ważnym dla całego skrzydła.

Analogicznie można rozpatrzeć odkształcalne, poziome usterzenie wysokości drgające giętno-skrętnie. Otrzymamy równanie superelementu obejmujące ten zespół:

$$\underline{g}_{hj} = \underline{Y}_{hj} \underline{g}_{h0}, \quad j = 1, 2, 3... \quad (23)$$

w którym kolumnowe wektory \underline{g}_{hj} mają wyrazy analogiczne do wektorów określonych dla skrzydła wzorami (16) i (22). Macierz \underline{Y}_{hj} wyznacza się za pomocą zależności podobnych jak dla macierzy \underline{Y}_{sj} .

W przypadku odkształcalnych części kadłuba rozpatrujemy drgania giętnie w płaszczyźnie symetrii samolotu Oxz (rys. 1). Otrzymujemy równanie superelementu ważne dla środkowej części kadłuba:

$$\underline{g}_{ksj} = \underline{X}_{ks0} \underline{g}_{ks0}, \quad j = 1, 2, 3... \quad (24)$$

w którym wektory:

$$\underline{g}_{ksj} = [\bar{w}_{ksj}, \psi_{ksj}, \bar{Q}_{ksj}, \bar{M}_{ksj}]^T \quad (25)$$

$$\underline{g}_{ks0} = [\bar{w}_{ks0}, \psi_{ks0}, \bar{Q}_{ks0}, \bar{M}_{ks0}]^T$$

mają składowe podane w postaci bezwymiarowej, otrzymywane podobnie jak składowe wektorów skrzydła określone wzorami (17).

Analogicznie otrzymujemy macierzowe równania dla przedniej (nosowej) części kadłuba:

$$\underline{g}_{kpj} = \underline{X}_{kpj} \underline{g}_{kp0}, \quad j = 1, 2, 3... \quad (26)$$

gdzie wektory \underline{g}_{kp} mają wyrazy jak wektory \underline{g}_{ks} zdefiniowane wzorami (25), lecz teraz ważne są dla tej części kadłuba. Macierze \underline{X}_{ksj} i \underline{X}_{kpj} obliczamy w podobny sposób jak macierze \underline{Y}_{sj} i \underline{Y}_{hj} .

Równania odkształcalnych zespołów (19), (23), (24) i (26) są punktem wyjścia do wyznaczenia równania częstości oraz zależności określających postacie drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności konstrukcji.

Do dalszych rozważań przyjmujemy, że skrzydło dzielone jest na n_1 elementów, środkowa odkształcalna część kadłuba na n_2 elementów, usterzenie wysokości (połówka) na n_3

elementów i przednia odkształcalna część kadłuba na n_1 elementach. Początkowe (zerowe) przekroje skrzydła i usterzenia wysokości założymy na swobodnych końcach (rys. 1). Zerowy przekrój środkowej odkształcalnej części kadłuba jest przy usterzeniu, a przedniej części — przy skrzydle.

Dynamiczne i kinematyczne warunki sprzęgające

Równania ruchu brył sztywnych

Rozpatrzmy ruch płaski w płaszczyźnie symetrii Oxz (rys. 1) sztywnych części kadłuba, tj. tylnej wraz z usterzeniem pionowym, i części kadłuba w obszarze mocowania skrzydła. Przyjmujemy, że oddziaływania zespołów odkształcalnych na sztywne bryły są uwzględnione za pomocą sił i momentów (rys. 4).

Zakładając małe drgania, po odrzuceniu wyrazów nieliniowych, otrzymujemy równania ruchu sztywnej części kadłuba w obszarze skrzydła (rys. 4a):

$$m_p \ddot{z}_p(t) = Q_{kp0}(t) - 2Q_{sn1}(t) - Q_{ksn2}(t) \\ I_{yp} \ddot{\theta}_p(t) = -M_{ksn2}(t) - 2N_{sn1}(t) - l_{p1} Q_{ksn2}(t) + 2l_{p3} P_s(t) + \\ + 2(l_{p2} - l_{p1}) Q_{sn1}(t) + M_{kp0}(t) + (l_{p1} - l_{p4}) Q_{kp0}(t) \quad (27)$$

oraz równania ruchu tylnej części kadłuba (rys. 4b):

$$m_{tv} \ddot{z}_{tv}(t) = Q_{ks0}(t) - 2Q_{hn3}(t) \\ I_{tv} \ddot{\theta}_{tv}(t) = M_{ks0}(t) - 2N_{hn3}(t) - l_{tv1} Q_{ks0}(t) + \\ + 2(l_{tv1} - l_{tv2}) O_{hn3}(t) + 2l_{tv3} P_h(t) \quad (28)$$

w których przyjęto następujące oznaczenia:

$z_p, z_{tv}, \theta_p, \theta_{tv}$ — przemieszczenia liniowe i kąty obrotu sztywnych części kadłuba,

$Q_{ks0}, M_{ks0}, Q_{ksn2}, M_{ksn2}$ — siła poprzeczna i moment zginający środkowej odkształcalnej części kadłuba w przekroju zerowym i końcowym n_2 ,

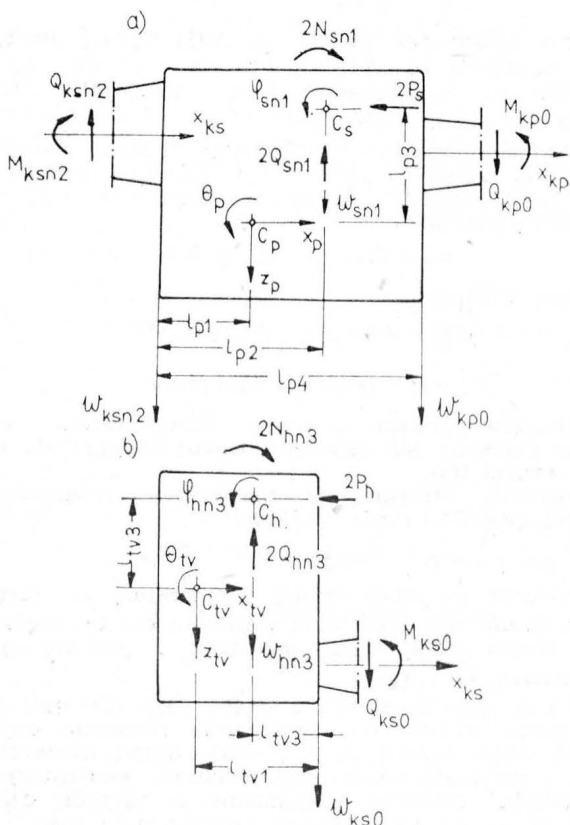
Q_{kp0}, M_{kp0} — siła poprzeczna i moment zginający przedniej (nosowej) części kadłuba w przekroju zerowym,

$Q_{sn1}, Q_{hn3}, N_{sn1}, N_{hn3}$ — siły poprzeczne i momenty skręcające skrzydła oraz usterzenia wysokości w przekrojach końcowych n_1 i n_3 , tj. w przekrojach mocowania do sztywnych brył kadłuba,

P_s, P_h — składowe sił masowych skrzydła i usterzenia wysokości działające w płaszczyźnie tych zespołów na nieodkształcalne części kadłuba:

$$P_s = -\frac{1}{2} m_s l_{p3} \ddot{\theta}_p(t), \quad P_h = -\frac{1}{2} m_h l_{tv3} \ddot{\theta}_{tv}(t) \quad (29)$$

m_p, m_{tv}, m_s, m_h — masa kadłuba w obszarze mocowania



Rys. 4

skrzydła, tylnej sztywnej części kadłuba wraz z usterzeniem pionowym, skrzydła i usterzenia poziomego,

I_p, I_{tv} — masowe momenty bezwładności sztywnych brył kadłuba,

$l_{p1} \div l_{p3}, l_{tv1} \div l_{tv3}$ — odpowiednie odległości pokazane na rys. 4.

Założymy, że wielkości funkcyjne występujące w równaniach (27) i (28) są harmonicznie zmienne względem czasu, podobnie jak (3) i (4). Dlatego napiszemy:

$$z_p(t) = z_{p0} e^{i\omega t}, \quad \theta_p(t) = \theta_{p0} e^{i\omega t} \\ Q_{kp0}(t) = Q_{kp0} e^{i\omega t}, \quad M_{ksn2}(t) = M_{ksn2} e^{i\omega t} \quad (30)$$

Po podstawieniu zależności (29) i (30) do równań (27) i (28) oraz wprowadzeniu parametrów:

$$\mu_p = m_p/m_{od} L_{od}, \quad \mu_{tv} = m_{tv}/m_{od} L_{od} \\ \nu_p = (I_p + m_s l_{p3}^2)/m_{od} L_{od}^3, \quad \gamma = m_{od} L_{od}^4 \omega^2/EJ_{od} \\ \nu_{tv} = (I_{tv} + m_h l_{tv3}^2)/m_{od} L_{od}^3, \quad \beta = EJ_{od}/GJ_{od} \\ \chi_s = \frac{a_{ks}}{a_s}, \quad \chi_k = \frac{a_{ks}}{a_{kp}}, \quad \chi_h = \frac{a_{ks}}{a_h} \\ a_{ks} = l_{ks}/L_{od}, \quad a_s = l_s/L_{od}, \quad a_h = l_h/L_{od} \\ a_{kp} = l_{kp}/L_{od}, \quad \bar{z}_{p0} = z_{p0}/L_{od}, \\ \bar{z}_{tv} = z_{tv}/L_{od} \quad (31)$$

równania ruchu (27) i (28) po sprowadzeniu do bezwymiarowej postaci przedstawic można następująco:

$$\bar{Q}_{ksn2} + 2\chi_s \bar{Q}_{sn1} - \chi_k^2 \bar{Q}_{kp0} - a_{ks}^2 \gamma \mu_p \bar{z}_{p0} = 0 \\ \bar{M}_{ksn2} + \frac{2}{\beta} \chi_s \bar{N}_{sn1} + \frac{\bar{l}_{p1}}{a_{ks}} \bar{Q}_{ksn2} + 2\chi_s \frac{\bar{l}_{p1} - \bar{l}_{p2}}{a_s} \bar{Q}_{sn1} + \\ - \chi_k \bar{M}_{kp0} - \frac{\bar{l}_{p1} - \bar{l}_{p4}}{a_{kp}} \chi_k \bar{Q}_{kp0} - a_{ks} \nu_p \gamma \theta_{p0} = 0 \\ \bar{Q}_{ks0} - 2\chi_h^2 \bar{Q}_{hn3} + a_{ks}^2 \gamma \mu_{tv} \bar{z}_{tv0} = 0 \\ - \frac{\bar{l}_{tv1}}{a_s} \bar{Q}_{ks0} + \bar{M}_{ks0} + 2\chi_h \frac{\bar{l}_{tv1} - \bar{l}_{tv2}}{a_h} \bar{Q}_{hn3} + \\ - \frac{2}{\beta} \chi_h \bar{N}_{hn3} + a_{ks} \gamma \nu_{tv} \theta_{tv0} = 0 \quad (32)$$

Równania (32) są dynamicznymi warunkami sprzęgającymi równania odkształcalnych zespołów samolotu.

Warunki kinematyczne i brzegowe

Do równań odkształcalnych zespołów samolotu oraz równań ruchu brył sztywnych (32) należy dodać jeszcze kinematyczne warunki sprzęgające, czyli warunki zgodności przemieszczeń i kątów obrotu sztywnych i odkształcalnych części samolotu w przekrojach połączeń. Przedstawić je można następująco (rys. 4):

$$z_{p0} = w_{ksn2} + l_{p1} \psi_{ksn2} = w_{sn1} - (l_{p1} - l_{p2}) \varphi_{sn1} = \\ = w_{kp0} + (l_{p1} - l_{p4}) \psi_{kp0}, \\ \theta_{p0} = -\psi_{ksn2} = -\psi_{kp0} = \varphi_{sn1}, \quad (33)$$

$$z_{tv0} = w_{ks0} - l_{tv1} \psi_{ks0} = w_{hn3} + (l_{tv1} - l_{tv2}) \varphi_{hn3}, \\ \theta_{tv0} = \varphi_{hn3} = -\psi_{ks0}$$

Dalej należy uwzględnić jednorodne warunki na swobodnych końcach skrzydła, usterzenia i nosowej części kadłuba:

$$Q_{s0} = M_{s0} = N_{s0} = 0 \\ Q_{h0} = M_{h0} = N_{h0} = 0 \\ Q_{kp4} = M_{kp4} = 0 \quad (34)$$

oraz warunki brzegowe w przekrojach mocowania skrzydła i usterzenia wysokości do sztywnych części kadłuba:

$$\psi_{sn1} = \psi_{hn3} = 0 \quad (35)$$

Równanie częstości i postaci drgań własnych

Równania odkształcalnych zespołów samolotu (19) dla $j=n_1$, (23) dla $j=n_3$, (24), dla $j=n_2$ i (26) dla $j=n_4$ wraz z warunkami sprzęgającymi: dynamicznymi (32), kinematycznymi (33), brzegowymi (34) i w przekrojach mocowania (35) stanowią kompletny układ zależności, umożliwiając przeprowadzenie analizy częstości i symetrycznych postaci drgań własnych rozpatrywanego układu.

Porządkując warunki (32) wprowadzono wektory \underline{h}_1 i \underline{h}_2 o składowych:

$$\begin{aligned} \underline{h}_1 &= [\bar{w}_{ks0}, \psi_{ks0}, \bar{Q}_{hns}, \bar{M}_{hns}]^T \\ \underline{h}_2 &= [\bar{w}_{kp0}, \psi_{kp0}, \bar{Q}_{kp0}, \bar{M}_{kp0}, \bar{Q}_{sn1}, \bar{N}_{sn1}]^T \end{aligned} \quad (36)$$

za pomocą których zdefiniowano wektory q_{ks0} i q_{ksn2} uogólnionych bezwymiarowych sił w skrajnych przekrojach środkowej odkształcalnej części kadłuba w postaci macierzowych zależności:

$$\begin{aligned} q_{ks0} &= [\bar{Q}_{ks0}, \bar{M}_{ks0}]^T = \underline{A}h_1 \\ q_{ksn2} &= [\bar{Q}_{ksn2}, \bar{M}_{ksn2}]^T = \underline{B}h_2 \end{aligned} \quad (37)$$

Następnie do równań odkształcalnych zespołów (19), (23), (24) i (26) wprowadzono warunki (33)÷(35). Dalej uwzględniono zależności (37) i wykonano wiele niezbędnych porządkowań i przekształceń. W konsekwencji otrzymuje się jednorodny układ równań algebraicznych o postaci:

$$\underline{C}p = 0 \quad (38)$$

w których p jest wektorem uogólnionych przemieszczeń swobodnych końców skrzydła i usterzenia wysokości, uogólnionych sił i przemieszczeń zerowych przekrojów odkształcalnych części kadłuba oraz uogólnionych sił skrzydła w przekroju mocowania do kadłuba:

$$p = [\bar{w}_{h0}, \psi_{h0}, \varphi_{h0}, \bar{w}_{ks0}, \psi_{ks0}, \bar{Q}_{ks0}, \bar{M}_{ks0}, \bar{w}_{kp0}, \psi_{kp0}, \bar{Q}_{kp0}, \bar{M}_{kp0}, \bar{Q}_{sn1}, \bar{N}_{sn1}, \varphi_{s0}, \psi_{s0}, \bar{w}_{s0}]^T \quad (39)$$

Macierz $C_{16 \times 16}$ zawiera elementy, których składnikami są wyrazy macierzy odkształcalnych zespołów: skrzydła (19) dla $j=n_1$, usterzenia (23) dla $j=n_3$, odkształcalnych części kadłuba (24) dla $j=n_2$ i (26) dla $j=n_4$.

Poszukiwane równanie częstości problemu otrzymujemy z zerowania wyznacznika charakterystycznego globalnej macierzy układu:

$$\Delta = \det C = 0 \quad (40)$$

Częstości drgań własnych oblicza się z równania (38) metodą bisekcji przy zastosowaniu eliminacji Gaussa i wykorzystaniu efektu pasmowości macierzy C .

Po wyznaczeniu częstości drgań własnych przystępujemy do określenia postaci. Z równania (38) otrzymujemy wektor (39). Następnie przyjmujemy jeden z elementów tego wektora za jednostkowy (np. ugięcie swobodnego końca skrzydła $\bar{w}_{s0} = 1$). Wstawiając wyznaczone parametry krawędziowe do równań odpowiadających zespołów konstrukcyjnych dla kolejnych liczb naturalnych $j=1, 2, 3, \dots$, przy uwzględnieniu

warunków (33)÷(35), otrzymujemy ostateczne wartości poszukiwanych parametrów na wszystkich krawędziach elementów, na które podzielono rozpatrywany samolot.

* * *

Przedstawiony bryłowo-belkowy model samolotu oraz zaproponowana metodyka analizy częstości i postaci drgań własnych przy wykorzystaniu wielostopniowej syntezy struktury odkształcalnych zespołów konstrukcyjnych, oparta na jednowymiarowej ich dyskretyzacji, została sprawdzona w praktycznych obliczeniach na maszynie cyfrowej. Wykonano wiele obliczeń dla hipotetycznych i rzeczywistych konstrukcji. Uzyskane wyniki wskazują na szybką zbieżność metody. W przypadku samolotów realnych uzyskano dużą zgodność rezultatów obliczeń i eksperymentalnych badań rezonansowych.

Do obliczeń klasycznej konstrukcji lotniczych — w celu określenia kilkunastu częstości — wystarcza zwykle użycie ok. 150 stopni swobody.

Opracowany dynamiczny model samolotu typu bryłowo-belkowego ma charakter uniwersalny i może być wykorzystany do obliczeń dynamicznych dowolnych układów wytrzymałościowo-konstrukcyjnych, do których ten typ dyskretyzacji można stosować. Szczególnie będzie to dotyczyło samolotów o dużym wydłużeniu skrzydła ($\lambda > 3$).

Zaproponowana metoda ma wiele zalet w porównaniu z klasycznymi metodami analizy złożonych układów konstrukcyjnych [3]. Ze względu na rekurencyjną formę zależności, służących do wyznaczania częstości i postaci drgań, jest dobrze przystosowana do automatyzacji obliczeń.

LITERATURA

1. O. C. ZIENKIEWICZ: Metoda elementów skończonych. Warszawa, 1972 r.
2. J. SZMELTER, M. DACKO, S. DOBROCIŃSKI, M. WIECZOREK: Programy metody elementów skończonych. Warszawa, 1973 r.
3. R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY: Principles of aeroelasticity. New York, London, 1962 r.
4. Z. DŻYGADŁO, S. KALISKI, L. SOLARZ, E. WŁODARCZYK (pod red. S. KALISKIEGO): Drgania i fale w ciałach stałych. Warszawa, 1966 r.
5. J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO: Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. *Biuletyn WAT*, XXVI, 4, 1977 r.
6. Z. DŻYGADŁO, J. BŁASZCZYK: Metoda wielostopniowej syntezy struktury do analizy drgań odkształcalnego samolotu. *Mechanika i Komputer*, t. 4, s. 211÷227. Warszawa-Poznań, 1981 r.
7. W. GAWRONSKI i in. (pod red. J. KRUSZEWSKIEGO): Metoda elementów skończonych w dynamice konstrukcji. Warszawa, 1984 r.

Badania kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (I)

Mgr inż. RYSZARD KRÓL

Ogólne zasady stosowania kompozytów ablacyjnych

We współczesnych konstrukcjach raketowych i lotniczych występują elementy narażone na oddziaływanie wysokich temperatur, w których stale i stopy żarowytrzymałe tracą swoje właściwości mechaniczne. Są to dysze silników, łopatkę turbin, stożki wejściowe kadłubów, krawędzie płatów sterujących. Tab. 1 zawiera wielkości charakteryzujące oddziaływanie cieplne i erozyjne ośrodka na szczególnie narażone elementy konstrukcji latających.

Zamiast materiałów tradycyjnych stosuje się kompozyty ablacyjne, w których doprowadzona energia cieplna nie jest całkowicie zużywana na podwyższenie temperatury, lecz na podtrzymanie przemian fazowych. Umożliwia to wykorzystanie nie tylko biernej, ale i czynnej pojemności cieplnej kompozytu. Ablacją cieplną bowiem nazywa się półkontrolowany, jednolity proces pochłaniania ciepła, wykorzystujący całkowicie pojemność cieplną materiału w procesach topienia, wrzenia i parowania, z równoczesną dysocjacją, oraz przepływ gazów w celu ciągłego usuwania produktów ablacji [1].

Kompozyt ablacyjny cermetaliczny lub metaliczny powinien składać się z żarowytrzymałego szkieletu oraz wypełniacza o dużym cieple właściwym i niskiej temperaturze topnienia i wrzenia. Szkielet zapewnia zachowanie wymiarów i wytrzymałości przedmiotu, wypełniacz służy do pochłaniania energii cieplnej i zajmuje swoje miejsce do chw-

li zmiany stanu skupienia na ciekły lub lotny. Temperatury przemian fazowych wypełniacza muszą być niższe od temperatury, przy której właściwości mechaniczne szkieletu spadają poniżej dopuszczalnych. Kompozyt ablacyjny powinien mieć niską przewodność cieplną w celu skupienia procesów ablacji w cienkiej warstwie, co zapewnia stopniowe „zużywanie” kompozytu. Kompozyt powinien być odporny na udary cieplne (dzięki małej rozbieżności współczynników rozszerzalności cieplnej składników) oraz na erozję gazową.

Kompozyty ablacyjne cermetaliczne i metaliczne mogą być wytwarzane metodami metalurgii proszków. Wypraski z proszków metali lub związków wysokotopliwych spieka się w atmosferach ochronnych lub w próżni, a następnie prowadzi się nasycanie metalem niskotopliwym, którego ką t zwilżania materiału szkieletu jest równy lub bliski 0°. Może być również stosowane równoczesne prasowanie materiałów szkieletu i wypełniacza oraz spiekanie wielostopniowe, ze spiekaniem w fazie ciekłej wypełniacza.

W ablacyjnych układach ochrony cieplnej są stosowane kompozyty cermetaliczne i metaliczne takie jak: węgiel tantalu nasycony tantalem TaC-Ta [4], węgiel niobu NbC nasycony żelazem, kobaltem i niklem [5], węgiel niobu nasycony niobem NbC-Nb [4]. Węgiel tytanu TiC wypełniony stopami Co-Cr, Ni-Cr, Co-Ni-Cr, Ni-Mo jest stosowany do wyrobu łopatek turbin, elementów pokryw, dysz raketowych [6, 7]. Węgiel krzemu SiC prasowany z Al lub Ni i spiekany jest

TABLICA 1

Wielkość charakterystyczna	Jedn. miary	Okres do 1970 r.*	Lata 1970 ÷ 1980*	Okres po 1980 r.
Gęstość strumienia cie. lnego, q	W/m ²	13,96 · 10 ⁶ [3] 2,27 · 10 ⁶ [1] 5,86 · 10 ⁶ [2]	5,67 · 10 ⁶ [1] 10,05 · 10 ⁶ [2]	4 · 10 ⁶ [25]
Najwyższa temperatura gazów, T_g	°C	3482 [1] 3900 [2]	4425 [1] 4600 [2]	3727 [26] 3727 [25] 2727 [28]
Najwyższa temperatura ścianek, T_s	°C	2315 [1]	2759 [1]	3327 [27] 1527 [25]
Ciśnienie gazów, p	MPa	13,79 [1]	20,69 [1]	15 [28]
Czas pracy	s	30 ÷ 90 [1]	180 [1]	

*) dane przewidywane

wykorzystywany do budowy dysz raketowych [8]. Dobre właściwości ablacyjne mają węgliki wolframu WC i W₂C nasycone żelazem, kobaltem lub niklem [5], chromane, tzn. tlenek aluminium nasycony chromem Al₂O₃-Cr, trójtlenek chromu nasycony niklem Cr₂O₃-Ni [9] i mieszaniny trójtlenku chromu i węgla tytanu Cr₂O₃-TiC wypełnione stopami Ni-Cr, Co-Ni-Cr.

Dobre właściwości ablacyjne mają stopy twarde na osnowie wolfram-srebro W-Ag i wolfram-miedź W-Cu [4, 10, 11, 12] oraz stopy twarde molibden-srebro Mo-Ag. Stopy twarde są wytwarzane z metali nie tworzących roztworów stałych [13, 15]. Spośród innych metali żelazo i miedź nie tworzą roztworów stałych.

Kompozyt żelazo-miedź ma budowę dwufazową i wysoką pojemność cieplną. Wytworzenie powierzchniowej warstwy węglików mogłoby podwyższyć odporność erozyjną kompozytu. Warstwę węglików można wytworzyć przez nawęglanie spieku żelaza, a następnie dyfuzyjne chromowanie [17, 18] lub tytanowanie [16]. Kompozyt Fe-Cu pokryty węglkami chromu lub tytanu podwyższającymi odporność na erozję mógłby pracować w układzie ablacji w temperaturze topnienia miedzi.

Badania własne

Przeprowadzone badania własne obejmują: wykonanie kompozytu żelazo-miedź, obróbkę dyfuzyjną, próby trwałości w strumieniu gazów prochowych silnika raketowego oraz wstępną analizę przekazywania ciepła i przepływu stopionej miedzi.

Metodyka badań

Próbki do badań w postaci dyszy (rys. 1) wykonano obróbką skrawaniem. Kompozyt do badań wykonano metodami metalurgii proszków. Proszek żelaza SC-100-26 prasowano przy użyciu prasy PH-CM63a do gęstości $\rho = 5,97 \text{ g/cm}^3$, uzyskując porowatość otwartą $\delta_o = 21\%$, zamkniętą $\delta_z = 3\%$. Wypraski spiekano w piecu rurowym Siemens Plania w atmosferze zdysocjonowanego amoniaku w temperaturze 1150°C i nawęglano wskrośnie w piecu węglbnym PEC-35 w atmosferze endotermicznej o potencjale węglowym $C_a = 1,1\%$ C w temperaturze 880°C. Chromowanie dyfuzyjne prowadzono w temperaturze 1000°C w żelazochromie o zawartości 4% C przez 7 h. Tytanowanie przeprowadzono w czterochloru tytanu w temperaturze 1020°C przez 2,5 h. Próbki nasycono miedzią (metodą nakładkową) w temperaturze 1140°C w piecu Siemens Plania w atmosferze zdysocjonowanego amoniaku. Udziały masowe kompozytu Fe-Cu wynoszą: $q_{Fe} = 71\%$,

$q_{Cu} = 29\%$. Próbki wykonane z wyprasek oznaczono numerami i obrabiano w kolejności procesów:

- 1 — próbka molibdenowa o zawartości 99,9% Mo (próbka porównawcza),
- 2 — nawęglanie, nasywanie miedzią,
- 3 — nawęglanie, chromowanie, nasywanie miedzią,
- 4 — nawęglanie, nasywanie miedzią, chromowanie,
- 5 — nawęglanie, tytanowanie, nasywanie miedzią,
- 6 — nawęglanie, nasywanie miedzią, tytanowanie.

Masę próbek określono na wadze ZMP-Gdańsk z dokładnością 0,01 g, wymiary liniowe — mikroskopem warsztatowym Carl Zeiss NRD z dokładnością 0,01 mm. Próbę trwałości przeprowadzono przy użyciu raketowego silnika laboratoryjnego na paliwo stałe, z piezoelektrycznym czujnikiem i układem zapisu ciśnienia. Wykorzystywano paliwo raketowe R22X o energii spalania $Q = 3684 \text{ kJ/kg}$, temperaturze spalania 2400°C i prawie spalania $u = 0,5351 \cdot p^{0,183}$. Mikrostruktury badanych kompozytów, wytrawione zgodnie z PN-61/H-04503, obserwowano mikroskopem Neophot 2 Carl Zeiss NRD. Siły kapilarne działające na ciekłą miedź obliczono w oparciu o porowatość otwartą żelaznego szkieletu.

Wyniki badań

Badanie za pomocą raketowego silnika laboratoryjnego polega na sprawdzeniu trwałości kompozytów w warunkach oddziaływania gorących gazów o dużej prędkości przepływu. Dyszę z badanego kompozytu umieszczono w silniku, odpalano ładunek prochowy i zapisywano przebieg ciśnienia w funkcji czasu, po próbie określano ubytek masy próbki oraz zmiany wymiarowe. Parametry balistyczne silnika dla paliwa R22X obliczono dla przekrojów A-A i B-B (rys. 1) wg [20, 21] i zamieszczono w tabl. 2.

Skład spalin z prochu R22X świadczy o ujemnym bilansie tlenowym: 52,19% CO + 23,54% CO₂ + 2,42% H₂ + 6,97% H₂O + 13,78% N₂ + 1,1% składniki obojętne chemicznie.

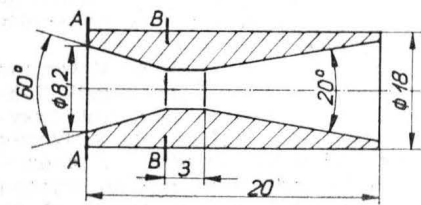
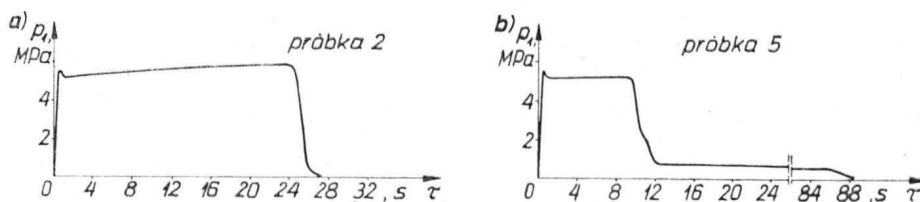
Dzięki liniowemu prawu spalania uzyskano niemal niezmienną w czasie ciśnienie i prędkość przepływu gazów. Wartości ciśnienia w silniku zapisywano w sposób ciągły (rys. 2) określając ciśnienie w silniku oraz czas pracy silnika. Spadek ciśnienia po zakończeniu spalania prochu oznacza koniec pracy silnika, gwałtowny spadek ciśnienia przed zakończeniem spalania oznacza „wymycie” erozyjne próbki i określa chwilę, do której materiał dobrze znosił wymuszenie cieplne i erozyjne.

O odporności badanych kompozytów na wymuszenia cieplne i erozyjne świadczą wyniki próby trwałości: maksymalne ciśnienie p_1 mierzone przy wejściu do dyszy (przekrój A-A), czas pracy silnika τ , średnica przekroju krytycznego dyszy d_{kr} i masa próbki m przed i po próbie, które zestawiono w tabl. 3.

Molibden (próbka 1) stosowany do wyrobu dysz wykazał dobrą odporność na erozję w wysokiej temperaturze, bowiem zwiększenie przekroju krytycznego i ubytek masy są nieznaczne.

Nieistotne powiększenie przekroju krytycznego i nieznaczny ubytek masy, świadczące o wysokiej odporności na erozję gazową w wysokich temperaturach, wykazały kompozyty: żelazo nawęglone i nasycone miedzią (próbka 2), żelazo nawęglone nasycone miedzią i chromowane (próbka 4) i żelazo nawęglone nasycone miedzią i tytanowane (próbka 6). Znaczne powiększenie przekroju krytycznego i ubytek masy próbki, świadczące o niskiej odporności na erozję gazową w wysokich temperaturach, wykazały kompozyty: żelazo nawęglone chromowane, nasycone miedzią (próbka 3) i żelazo nawęglone, tytanowane, nasycone miedzią (próbka 5). Ostatni kompozyt, spośród wymienionych, uległ gwałtownemu uszkodzeniu już po upływie 9 s.

Rys. 2. Wykres ciśnienia w laboratoryjnym silniku raketowym na paliwo stałe z zastosowaniem dysz z kompozytów: a) żelazo nawęglone-miedź, b) żelazo nawęglone i tytanowane-miedź



Rys. 1. Próбка do badań trwałości

Badane próbki po próbie trwałości z widocznym obszarem przekroju krytycznego przedstawia rys. 3.

Zdjęcia mikrostruktur badanych materiałów zamieszczono na rys. 4. Molibden po próbie ma strukturę nie zmienioną, jedynie w pobliżu powierzchni strumień gazów nieznacznie uszkodził materiał — niewielkie ubytki materiału są widoczne w postaci czarnych okrągłych plamek (rys. 4d).

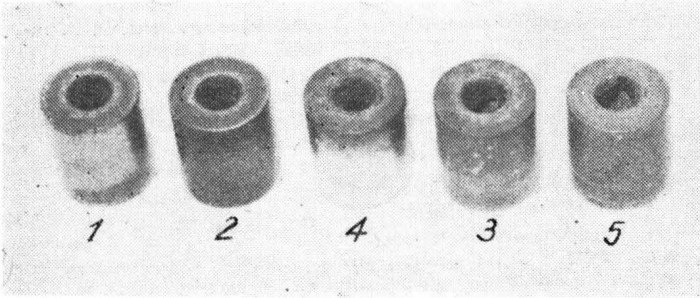
Kompozyty 3 i 5, wytworzone w procesach chromowania lub tytanowania nawęglonych i nasyconych miedzią spieków

TABLICA 2

Parametr	Jedn. miary	W przekroju A-A	W przekroju B-B
Ciśnienie gazów, p	MPa	6,6	3,36
Prędkość gazów, W	m/s	0	1120
Temp. gazów, t	°C	2400	2124

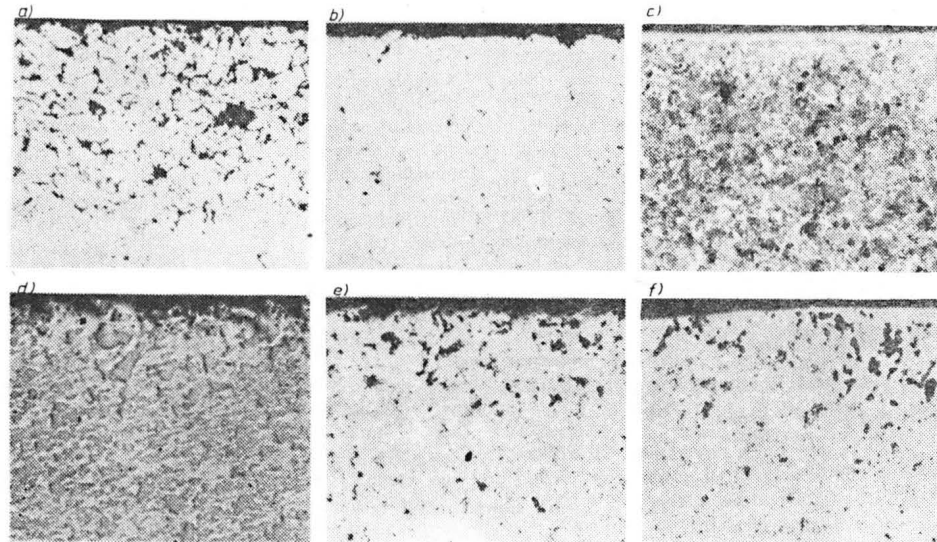
TABLICA 3

Nr próbki	p_1 , MPa	τ , s	d_{kr} , mm		m , g	
			przed próbą	po próbie	przed próbą	po próbie
1	4,9 ÷ 5,29	26	4,06	4,07	42,61	42,54
2	4,9 ÷ 5,59	25	4,03	4,03	35,22	35,21
3	4,8 ÷ 5,69	26	4,09	4,79	32,23	31,77
4	4,7 ÷ 5,29	24	4,02	4,02	32,78	32,76
5	4,51 ÷ 4,71/0,78	9/86	4,09	6,54	27,74	26,19
6	4,41 ÷ 5,00	23	4,09	4,09	30,62	30,58



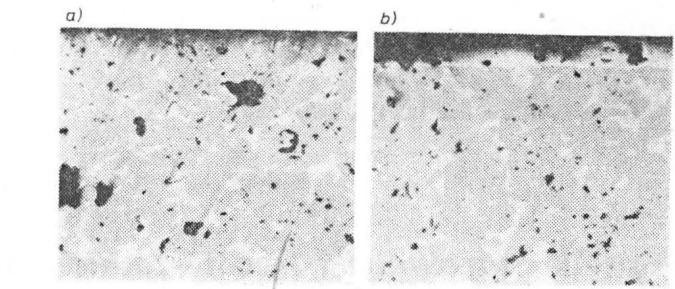
Rys. 3. Makroskopowy widok próbek po próbie trwałości. Widoczne uszkodzenia w okolicy przekroju krytycznego próbek 3 i 5. Pow. 1X

żelaza mają nierównomierną budowę. W strefach powierzchniowych występują węgliki i tlenki: chromu (kompozyt 3) i tytanu (kompozyt 5). Ciekła miedź nie zwilża węglików chromu i tytanu, dlatego w procesie nasycania miedź wypełnia pory spieku, w którym nie występują węgliki i tlenki. W strefie powierzchniowej pozostaje porowatość nie wypełniona miedzią (rys. 4a).

Rys. 4. Mikrostruktura badanych materiałów: przed próbą trwałości: a) kompozyt 3 nietrawiony, b) kompozyt 2 nietrawiony, c) kompozyt 4 trawiony Mn-Fe; po próbie trwałości: d) molibden trawiony Mn₃₄Mo, e) kompozyt 2 nietrawiony, f) kompozyt 4 nietrawiony. Pow. 50X

Podczas próby gazy nagrzewają chromowany lub tytanowany szkielet nie wypełniony miedzią do temperatury, w której siły spójności są mniejsze od sił ścinania i niszczą porowaty kompozyt, powiększając przekrój krytyczny dyszy (próbki 3 i 5 na rys. 3).

Kompozyt 2 ma szkielet żelazny nawęglony, nasycony miedzią, z wyjątkiem porów zamkniętych (rys. 4b). Podczas próby kompozyt osiąga temperaturę topnienia miedzi. Ciekła miedź, zasysana przez strumień przepływających gazów, po pokonaniu oporów sił kapilarnych, działających w porach, jest odprowadzana z porów kompozytu (rys. 5a) i przemieszcza się po powierzchni próbki w kierunku stożka wyjściowego dyszy, gdzie krzepnie w postaci wypływki (rys. 5b). Po próbie w strefie przypowierzchniowej kompozytu są puste pory, skąd została odprowadzona miedź (rys. 4e). Głębiej



Rys. 5. Mikrostruktura kompozytu 2 po próbie trwałości: a) w okolicy przekroju krytycznego — widoczne ubytki miedzi na jasnych polach, b) w okolicy stożka wyjściowego — widoczna wypływka miedzi na powierzchni. Pow. 125X

położone strefy kompozytu nie osiągnęły temperatury topnienia miedzi, gdyż energia cieplna dostarczana do ścianek została zużyta na topnienie miedzi. Dzięki procesowi ablacji miedzi stan kompozytu, poza ciekłą warstwą ablacji, jest nie zmieniony.

Kompozyt 4 ma strukturę stalowego szkieletu wypełnionego miedzią, pokrytego powłoką ochronną chromową, przylegającą do powierzchni (rys. 4c). Podczas próby trwałości, wskutek oddziaływania strumienia gorących gazów, ścianki kompozytu nagrzewają się do temperatury topnienia miedzi, jednocześnie zachodzi erozyjne zużycie warstwy chromowej. Po uszkodzeniu powłoki ochronnej chromowej ciekła miedź z porów przypowierzchniowych przemieszcza się w wyniku zasysania przez gazy, pozostawiając puste pory w pobliżu powierzchni i nie zmienioną strukturę w głębi kompozytu (rys. 4f).

Kompozyt 6 tytanowany dyfuzyjnie jest podobny do kompozytu 4, z tą różnicą, że powłokę stanowi tytan. Mechanizm zużycia kompozytu 6 jest podobny do kompozytu 4.

Kompozyty w postaci nawęglonego szkieletu żelaznego nasyconego miedzią oraz nawęglonego szkieletu żelaznego nasyconego miedzią z powłoką chromową lub tytanową mają zwartą budowę. Pory otwarte są wypełnione miedzią. Gorące gazy spalinowe nagrzewają kompozyt do temperatury 1083°C, od chwili osiągnięcia tej temperatury energia cieplna zużywana jest na topienie miedzi. Zasysanie miedzi przez przepływające gazy powoduje podwyższenie tempera-

tury głębiej położonych warstw kompozytu do poziomu temperatury topnienia miedzi, wyższej temperatury kompozyt nie osiąga.

Ponieważ ciepło topnienia miedzi $c_t=211,8$ kJ/kg jest wielokrotnie wyższe od ciepła właściwego miedzi $c=0,38$ kJ/kg·deg [29], energia cieplna dostarczana do ścianek od chwili rozpoczęcia topnienia jest zużywana na podtrzymanie procesów topnienia. W kompozytach przebiega ablacja miedzi w temperaturze 1083°C. Dzięki ustaleniu temperatury, żelazny szkielet kompozytu narażony na erozyjne działanie gazów jest odporny i nie umożliwia wzrostu przekroju krytycznego dyszy pod działaniem gazów o stałym ciśnieniu w silniku (rys. 1a).

Literaturę zamieścimy w cz. II artykułu.

Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (III) Русские авиационные глаголы и обороты (III)

- | | | | |
|-------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|
| 1 — zezwalać na start, wyrażać zgodę na s. | 56 — podlegać znoszeniu | 1 — давать (диспетчерское) разрешение на взлет | 56 — подвергаться сносу |
| 2 — prosić o zgodę | 57 — montować (z części) | 2 — запрашивать р. | 57 — собирать |
| 3 — otrzymywać zgodę | 58 — odwracać się na plecy, przejść do lotu odwróconego | 3 — получать р. | 58 — переворачиваться на спину |
| 4 — odblokować; odbezpieczyć (połączenie) | 59 — kasować (samolot), skreślać (s.) z rejestru | 4 — расконтрить | 59 — списывать (самолет) |
| 5 — otwierać (się) (o spadochronie) | 60 — skołować (z drogi startowej), skrócić z d. s. po lądowaniu | 5 — раскрывать(ся) | 60 — сруливать (с ВПП) |
| 6 — wprowadzać (śmigło) z (położenia) chorągiewki | 61 — opóźniać rozszerzanie oderwania strug | 6 — расфлюгировать | 61 — задерживать развитие срыва |
| 7 — usztywniać cięgnami (drużkami, taśmami, l. linkami) | 62 — opóźniać wystąpienie o. s. | 7 — расчаливать | 62 — затягивать срыв |
| 8 — zdejmować pokrowce (z samolotu) | 63 — zapobiegać oderwaniu s. | 8 — расчехлять (самолет) | 63 — избегать срыва |
| 9 — odwracać ciąg (zespołu napędowego), włączać rewers (ciągu) | 64 — startować w powietrzu (z samolotu-nosiciela) | 9 — реверсировать | 64 — стартовать в воздухе |
| 10 — (przy)wracać do normalnego stanu lotu (poziomego) | 65 — wykonywać próby na hamowni | 10 — возвращать(ся) к нормальному режиму полета, восстанавливать режим горизонтального г. | 65 — испытывать на стенде |
| 11 — przechodzić do zawisu (o śmigłowcu) | 66 — blokować, zabezpieczać, u-nieruchamiać, ryglować | 11 — выходить на режим висения | 66 — стопорить |
| 12 — pracować w zakresie wiatrakowania, wiatrakować, młynkować (o śmigle) | 67 — ustawiać samolot na miejscu postoju, (za)parkować | 12 — работать в режиме ветрянки | 67 — ставить самолет на стоянку |
| 13 — wprowadzać w ustalone niżanie | 68 — pozbawiać zasilania elektrycznego, wyłączać zasilanie elektryczne | 13 — устанавливать режим планирования | 68 — снимать из-под тока |
| 14 — zapinać pasy bezpieczeństwa | 69 — włączać z. e. | 14 — застегивать привязные ремни | 69 — ставить под ток |
| 15 — dociągać pasy (b.) | 70 — tracić wysokość, opadać | 15 — подтягивать р. | 70 — терять высоту |
| 16 — przypinać się pasami (b.) | 71 — „wypalać” paliwo (przed awaryjnym lądowaniem) | 16 — пристегиваться ремнями | 71 — выжигать топливо |
| 17 — odpinać pasy (b.) | 72 — uzupełniać p., u. paliwem | 17 — расстегивать привязные ремни | 72 — дозаправлять(ся) топливом |
| 18 — wychylać stery zgodnie z korkociągiem | 73 — tankować p., brać p. | 18 — отклонять рули по штопору | 73 — заправлять(ся) т. |
| 19 — w. s. przeciwnie do kierunku korkociągu | 74 — zlewać p., spuszczać p. | 19 — o. p. против штопора | 74 — сливать топливо |
| 20 — kołować | 75 — zaopatrywać w p. | 20 — рулить | 75 — снабжать топливом |
| 21 — k. na miejsce postoju | 76 — hamować, użyć hamulców, włączyć hamulce | 21 — р. обратно | 76 — включать тормоза |
| 22 — wychylać ster | 77 — wychylać hamulce aerodynamiczne | 22 — отклонять руль | 77 — выпускать аэродинамические т. |
| 23 — ściągać drążek (na siebie) | 78 — zwalniać h., odhamowywać | 23 — брать ручку управления на себя | 78 — отпуская т. |
| 24 — zwalniać d. | 79 — trzymać (samolot) na hamulcach | 24 — освободять р. у. | 79 — удерживать на тормозах |
| 25 — oddawać d. (od siebie) | 80 — hamować; zwalniać; opóźniać; zmniejszać prędkość | 25 — отпуская р. у. от себя | 80 — тормозить |
| 26 — odchyłać się (od kierunku lotu); myszkować, wykonywać wahania kierunkowe | 81 — zasnuwać się mgłą (o niebie l. terenie) | 26 — рыскаć | 81 — окутываться туманом |
| 27 — wsiadać (do samolotu); lądować, wykonywać lądowanie | 82 — rozwijać ciąg, dawać c. | 27 — садиться | 82 — rozwijać тягу |
| 28 — lądować przymusowo z braku paliwa | 83 — ujmować gaz, zmniejszać moc, cofać dźwignię przepustnicy | 28 — с. из-за нехватки горючего | 83 — убирать газ |
| 29 — wodować, lądować na wodę | 84 — przestawiać (zawór podwozia) na chowanie | 29 — с. на воду | 84 — ставить (кран шасси) на уборку |
| 30 — l. z wiatrem (tylnym) (w ogon) | 85 — utrzymywać położenie bez przechyłu (bez zwisu) | 30 — с. по ветру | 85 — выдерживать нулевой угол крена |
| 31 — l. pod wiatr | 86 — usuwać kąć znoszenia | 31 — с. против ветра | 86 — убирать у. сноса |
| 32 — l. ze stojącym śmigłem; l. z niepracującym silnikiem | 87 — odlatywać | 32 — с. с заглушим двигателем | 87 — улетать |
| 33 — wysadzać z samolotu (pasażerów l. desant) | 88 — przejmować stery | 33 — высаживать из самолета | 88 — брать управление (на себя) |
| 34 — opuszczać samolot, wyskakować z samolotu | 89 — odzyskiwać sterowność | 34 — оставлять самолет | 89 — восстанавливать у. |
| 35 — startować (na samolocie) (samolotem) | 90 — wychodzić spod kontroli, nie dać się sterować (innemu pilotowi) | 35 — поднимать с. в воздух | 90 — выходить из-под управления |
| 36 — zwać się, przeciągać się (o samolocie) | 91 — przekazywać sterowanie (innemu pilotowi) | 36 — сваливаться | 91 — передавать управление |
| 37 — utrzymywać łączność | 92 — tracić panowanie nad sterami, t. p. nad samolotem | 37 — осуществлять связь | 92 — терять у. |
| 38 — nawiązywać l. | 93 — sterować; kierować; naprowadzać | 38 — устанавливать с. | 93 — управлять |
| 39 — wytwarzać siłę nośną | 94 — odciągać stery, sprowadzać do zera siły na sterownicach | 39 — создавать подъемную силу | 94 — снимать усилие с рычагов управления |
| 40 — ślizgać się | 95 — sprowadzać (wyniki prób) do warunków atmosfery wzorcowej | 40 — скользить | 95 — приводить к стандартным условиям |
| 41 — ś. się na skrzydło | 96 — wprowadzać (śmigło) w chorągiewkę | 41 — с. на крыло | 96 — вводить (воздушный винт) во флюгер, флюгировать (в. в.) |
| 42 — osłagać prędkość naddźwiękową | 97 — wprowadzać (ś.) z chorągiewki | 42 — достигать сверхзвуковой скорости | 97 — выводить (в. в.) из флюгера |
| 43 — nurkować z ustaloną prędkością | 98 — włączać dopalacz (silnika odrzutowego); w. doładowanie (silnika łokowego) | 43 — пикировать с установившейся скоростью | 98 — включать форсаж, форсировать (двигатель) |
| 44 — zwalniać, zmniejszać prędkość | 99 — pomierzyć osiągi | 44 — снижать скорость | 99 — опробовать характеристики |
| 45 — (u)tracić prędkość, przeciągnąć się | 100 — pracować na biegu jałowym, p. na małym gazie (o silniku) | 45 — терять с. | 100 — работать на холостом ходу |
| 46 — rozpędzać się, zwiększać prędkość | 101 — wypuszczać podwozie | 46 — увеличивать с. | 101 — выпускать шасси |
| 47 — obserwować lot, śledzić l. (np. radarem); dozorować l. | 102 — chować p. | 47 — следить за полетом | 102 — убирать ш. |
| 48 — zubażać mieszankę (palną) | 103 — wchodzić w korkociąg | 48 — обеднять (горючую) смесь | 103 — входить в штопор |
| 49 — wzbogacać m. (p.) | 104 — wykonywać k.; kręcić k. | 49 — обогащать (г.) с. | 104 — выполнять ш., штопорить |
| 50 — zasilać; zaopatrywać; wyposażać | 105 — wychodzić z korkociągu | 50 — снабжать | 105 — выходить из штопора |
| 51 — zniżać się, schodzić; obniżać się; opadać | 106 — wpadać w korkociąg, zwałować się w k. | 51 — снижаться | 106 — срываться в штопор |
| 52 — przerywać niżanie (przy zbliżaniu do lądowania) | 107 — wychylać kłapy | 52 — прекращать снижение | 107 — выпускать щитки, отклонять ш. |
| 53 — zezwalać na niżanie | 108 — chować k. | 53 — разрешать с. | 108 — убирать ш. |
| 54 — wyznaczać znoszenie, w. znos | 109 — rozładowywać elektryczność statyczną, odbrowadzać ładunki elektryczne | 54 — определять снос | 109 — отводить статическое электричество |
| 55 — usuwać z., dawać poprawkę na wiatr boczny | | 55 — парировать с. | |

K. D.

Dätwyler MD-3 Swiss Trainer

• Szwajcaria •

KARTOTEKA TLiA

Lekki samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. 2÷3-miejscowy, całkowicie metalowy jednosilnikowy średniopłat ze stałym podwoziem.

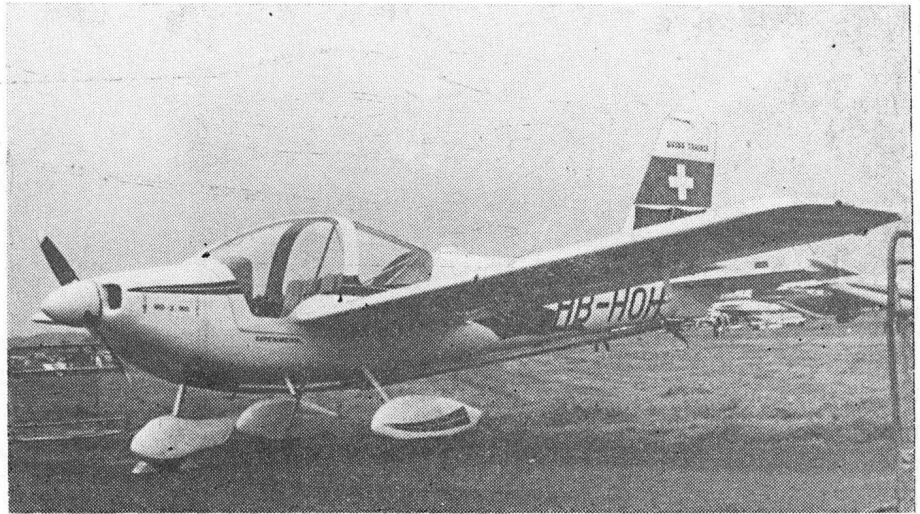
Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 64₁15414 (modyfikowany) o grubości względnej 14%, wznios 4°, kąt zaklinowania 2°. Konstrukcja dwudzielna, metalowa, półskorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarkiem pomocniczym. Metalowe dwusegmentowe kłapy na każdym skrzydle, zakres wychylenia kłap: 33° do startu i 45° do lądowania. Lotki metalowe, wyważone masowo. Daleko posunięta modułowość i unifikacja konstrukcji: elementy pokryciowe kesonu i splywu są zamienne między lewym a prawym skrzydłem, segmenty lotek i kłap są identyczne z segmentami sterów. W kesonach noskowych mieszczą się zbiorniki paliwowe. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego.

Kadłub. Przekrój prostokątno-owalny. Konstrukcja metalowa półskorupowa. Część przednia w postaci otwartej od góry łyżki mieści kabinę załogi, są do niej mocowane skrzydła, podwozie i silnik. Tylna część kadłuba stożkowa, rozwijalna. Wprowadzenie części obciążenia od skrzydeł w górne pokrycie tylnej części kadłuba za pośrednictwem rurowych zastrzałów biegnących od burt kadłuba przy dźwigarce skrzydła do płaszczyzny symetrii na wrędze kończącej przednią część kadłuba. Kabina załogi ogrzewana i przewietrzana z miejscami obok siebie. Za fotelami bagażnik, w którym można zamontować jedno dodatkowe siedzenie. Zapewniające doskonałą widoczność oszklenie kabiny dwuczęściowe — stała wypukła szyba i odsuwana do przodu osłona. Istnieje możliwość zamontowania na końcu kadłuba zaczepu do holowania szybowców.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Wszystkie stateczniki i wszystkie stery identyczne. Konstrukcja stateczników jednodźwigarowa. Konstrukcja sterów zunifikowana z konstrukcją lotek i kłap. Kąt zaklinowania usterzenia poziomego — 2°.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami popychaczowe, sterowanie sterami — linkowe. Kłapy wychylane ręcznie za pomocą dźwigni i elementów skrętnych.

Podwozie. Stałe, z kołem przednim. Golenie podwozia głównego sprężyste, z rur stalowych, koła główne wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Podwozie przednie teleskopowe z amortyzatorem olejowo-gazowym w goleni, koło na widelcu,



Fot. A. Glass

sterowane (po 45° w obie strony). Wszystkie koła mogą być osłonięte owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego. Wymiary ogumienia: przednie — 5,00—5, główne — 6,00—6.

Zespół napędowy. W wersji MD-3-160. płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Avco Lycoming 0-320-D2A o mocy 119,5 kW; śmigło o stałym skoku, metalowe dwułopatowe Hoffmann. W wersji MD-3-115: silnik Lycoming 0-235-N2A o mocy 82 kW. Silnik mocowany na łożu z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego, dzielone w płaszczyźnie poziomej. Wyloty spalin skierowane ku dołowi i połączone we wspólną rurę wydechową biegnącą wzdłuż całego kadłuba, kończąca się pod usterzeniem.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 140 l. Olejowa — pojemność zbiornika 7,6 l. Instalacje paliwowa i olejowa dostosowane do lotów odwróconych. Elektryczna — napięcie 28/24 V, alternator 28 V/60 A, akumulator 24 V/30 Ah. Ogrzewcza — wymiennik ciepła na kolektorze spalin, mieszacz na wejściu do kabiny.

Wyposażenie. Standardowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego, możliwość zabudowy radiostacji VHF, VOR, ADF i transpondera.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Firma lotnicza Max Dätwyler, specjalizująca się w przebudowach, modernizacjach i naprawach

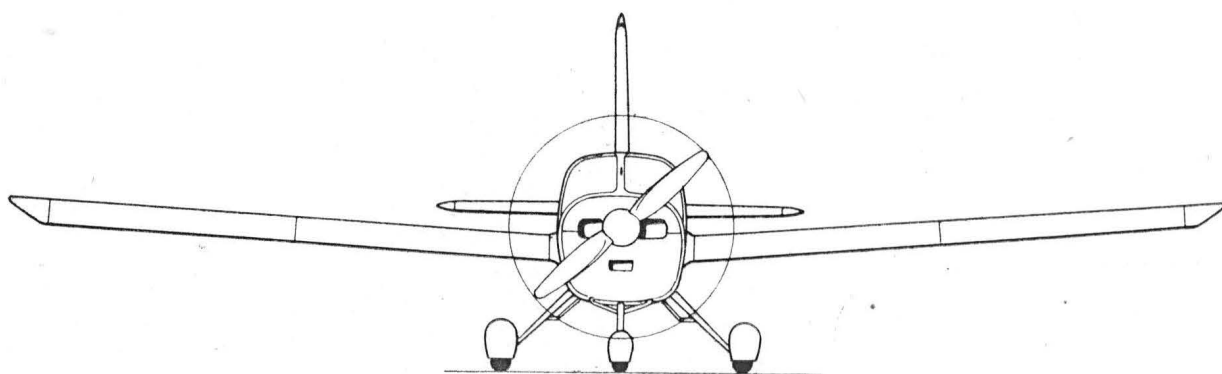
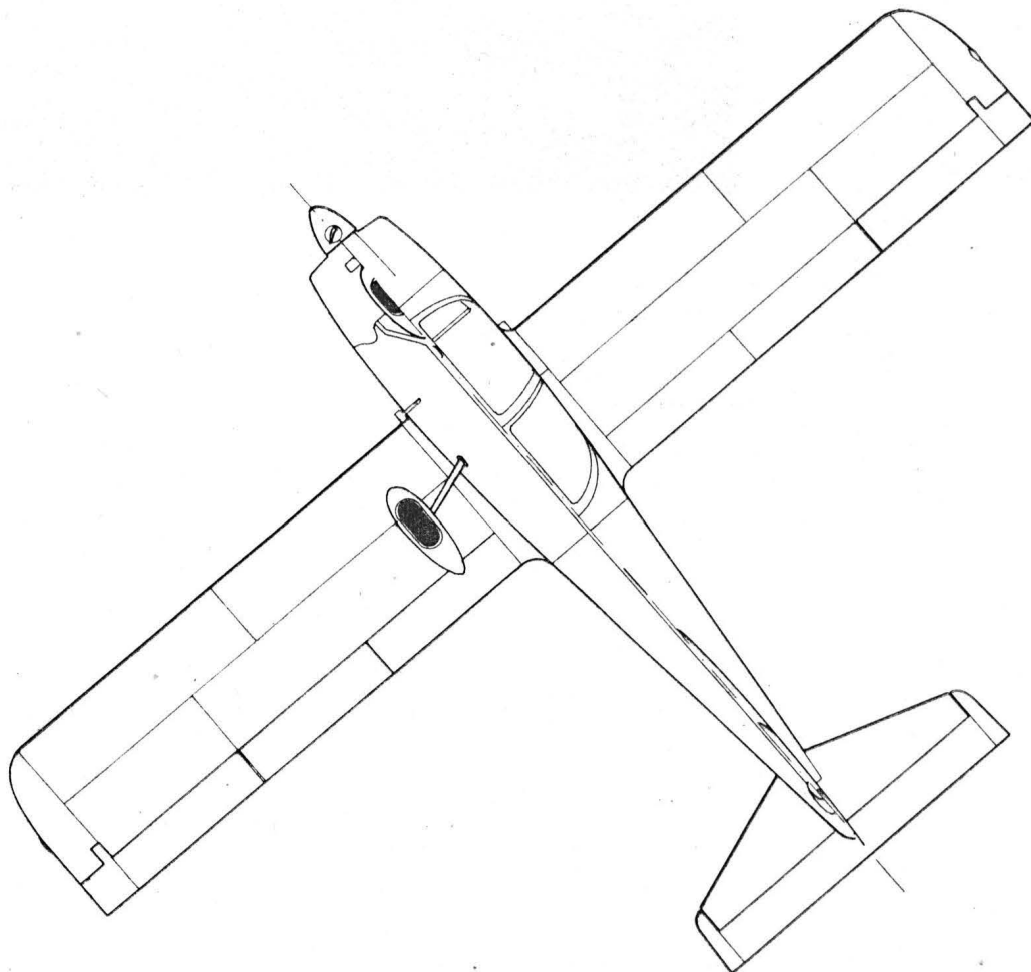
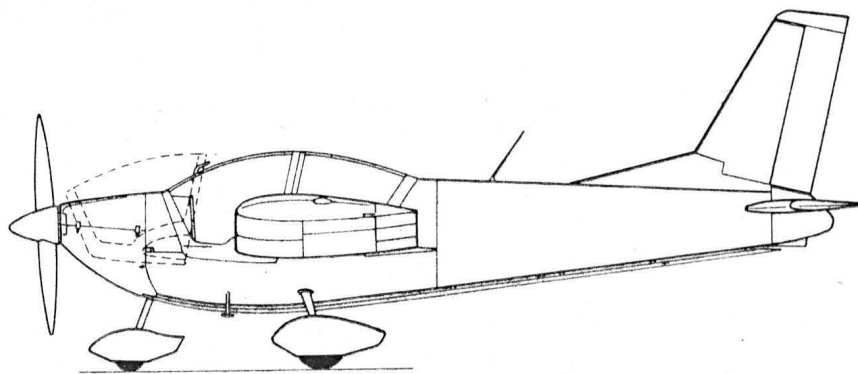
samolotów, w 1966 r. opracowała swą własną konstrukcję — samolot holowniczy Trailer. Wkrótce po jego oblataniu Max Dätwyler rozpoczął pracę nad następnym samolotem nazwanym Swiss Trainer; jego współpracownikami i doradcami byli: H. Farrer i B. Andreasson (Szwecja) oraz S. Stierner (RFN). Samolot otrzymał oznaczenie MD-3 i rozpoczęto jego akcję reklamowo-akwizycyjną; budowy prototypu jednak nie rozpoczęto z braku środków finansowych. Nie powiodły się także próby sprzedania praw wytwarzania samolotu innej firmie lotniczej. Zmiana sytuacji na rynku paliwowym spowodowała większe zainteresowanie samolotami tej klasy, co umożliwiło uzyskanie odpowiednich środków i rozpoczęcie budowy prototypu na początku lat osiemdziesiątych. Prototyp samolotu ukończono w 1983 r. i oblatano 12 sierpnia 1983 r. Był on wystawiony na wystawie w Farnborough w 1984 r. (z powiększonym sterem kierunku i trymerem na lewej lotce). Firma Dätwyler, spodziewając się zamówień, opracowała dwie wersje samolotu z różnymi silnikami o mocach 119,5 kW i 82 kW. Zastępującym na uwagę rozwiązaniem konstrukcyjnym tego samolotu jest modułowość i zamienność elementów i podzespołów struktury — rzadko spotykana i niełatwa do uzyskania. O koncepcji samolotu dobrze świadczy również to, że zniósła z powodzeniem swą istną próbę czasu (od projektu do prototypu) bez dezaktualizacji swych podstawowych założeń.

DANE TECHNICZNE (wersja MD-3-160, osiągi dla masy 815 kg)

Rozpiętość	10,00 m
Długość	6,98 m
Wysokość	2,92 m
Rozpiętość usterzenia	3,00 m
Ciężka skrzydła	1,50 m
Baza podwozia	1,56 m
Rozstaw podwozia	2,00 m
Średnica śmigła	1,82 m
Prześwit śmigła	0,27 m
Długość wnętrza kabiny	1,30 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,12 m
Wysokość w kabine	1,08 m
Powierzchnia skrzydła	15,00 m ²
Powierzchnia lotek	1,22 m ²
Powierzchnia kłap	1,96 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,56 m ²
Powierzchnia steru wysokości	1,04 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,44 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,51 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,67

Masa własna	570 kg
Masa startowa (kat. A)	750 kg
Masa startowa (kat. U)	900 kg
Masa bagażu	50 kg
Obciążenie powierzchni (kat. A)	50,0 kg/m ²
Obciążenie powierzchni (kat. U)	60,0 kg/m ²
Obciążenie mocy (kat. A)	6,29 kg/kW
Obciążenie mocy (kat. U)	7,55 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	313 km/h
Prędkość manewrowa	246 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	230 km/h
Prędkość ekonomiczna (67% mocy)	217 km/h
Prędkość min. (bez kłap)	104 km/h
Prędkość min. (z kłapami)	85 km/h
Wznoszenie maks.	7,0 m/s
Wznoszenie z szybowcem (365 kg) na holu (75% mocy)	1,7 m/s
Rozbieg	108 m
Dobieg	130 m
Zasięg maks. (bez rezerwy)	1090 km

H. M.



Samolot rekordowy dalekodystansowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, dwumiejscowy, trójkadłubowy średniopłat laminatowy o układzie kaczki.

Plat. Wolnonośny o obrysie prostokątno-trapezowym. Profil laminarny u nasady Roncz 10-80, na końcach Roncz 10-82, wrażliwy na zanieczyszczenia owadami i na krople wody. Końcówki skrzydeł typu winglet. Plat niedzielony. Dźwigar z laminatu węglowego. Pokrycie z płyt z laminatu węglowego opartych na ulownicowym rdzeniu papierowym Nomex z zastosowaniem elementów z laminatu epoksydowego szklano-keвлarowego. Wnętrze skrzydła stanowią zbiorniki paliwa. Część spływowa skrzydła z balsy pokrytej sztucznym tworzywem. Górna powierzchnia skrzydła zabezpieczona farbą przed działaniem promieni ultrafioletowych. Na skrzydłach lotki wielosegmentowe.

Usterzenie poziome (płat przedni). O stałej cięciwie. Konstrukcja — jak płata głównego. Profil Roncz 10-46. Na usterzeniu — stery wysokości.

Usterzenie pionowe. Na końcach belek kadłubowych, ze sterami kierunku.

Kadłub. O konstrukcji skorupowej przekładkowej z laminatu epoksydowo-węglowego podpartego ulownicowym rdzeniem papierowym Nomex. Z przodu i z tyłu kadłuba zamocowane są silniki. Środkowa część kadłuba stanowi zbiornik i kabinę. Miejsce pilota za sterownicą boczną na przedniej burcie. Po lewej stronie pilota dźwignie sterowania silnikami. Nad miejscem pilota wystająca przezroczysta osłona zapewniająca widoczność przy starcie i lądowaniu — umożliwiająca pozycję siedzącą. Po bokach kabiny po dwa małe okna. Kabina dwumiejscowa, nieciśnieniowa. Miejsca załogi leżące, dostosowane do kształtu ciała, wyłożone piankowym materacem. Przed miejscem nawigatora ekran radaru meteorologicznego. Wejście do kabiny przez pokrywę w jej dachu.

Belki kadłubowe. Dwie belki kadłubowe o konstrukcji takiej samej jak kadłub środkowy stanowią zbiorniki paliwa.

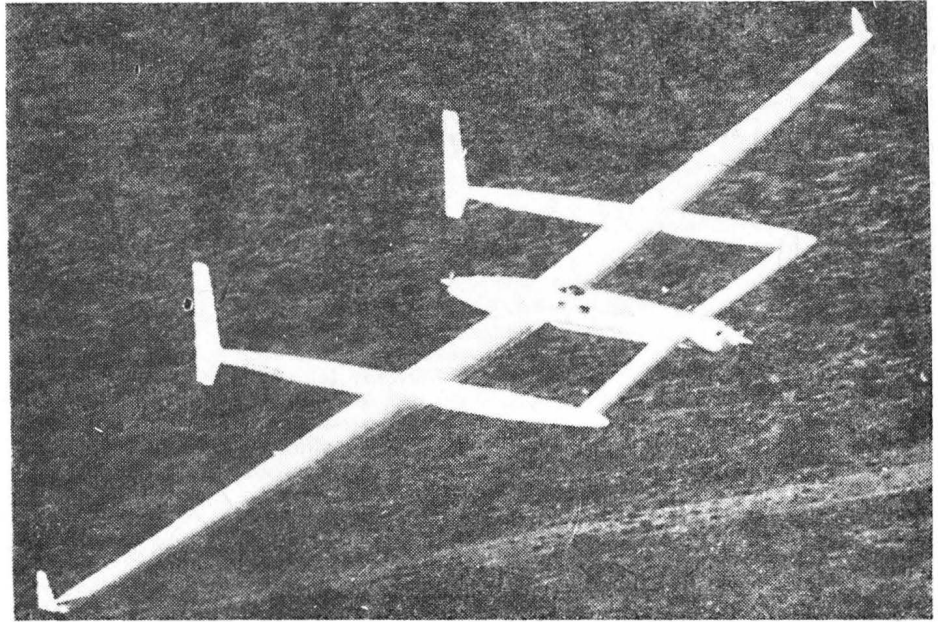
Podwozie. Trójzespolowe, chowane do tyłu w kadłub. Mechanizm chowania ręczny, niezależny dla każdego zespołu. Podwozie przednie chowane przez podciągnięcie uchwytu, zespoły podwozia głównego — systemem linek stalowych i krażków z blokowaniem za pomocą zacisków na linkach. Zespoły podwozia identyczne. Masa każdej goleni 12 kg. Rozmiar ogumienia 6,00-6, ciśnienie ok. 1 MPa. Koło przednie z hamulcem. Podwozie obliczone na obciążenie dopuszczalne 1,5 g przy masie samolotu 1032 kg.

Zespół napędowy. Dwa silniki tłokowe, jeden ze śmigłem ciągnącym, drugi — z pchającym. Do prób użyto silniki Lycoming O-235 po 86 kW (115 KM). Do lotu rekordowego przedni silnik ma być o mocy 149-188 kW (200-250 KM). Śmigła drewniane o profilu Roncz, o sprawności bliskiej 90%. Przedni silnik ma służyć tylko do startu i wznoszenia po starcie, a potem ma być wyłączony. Jego śmigło jest ustawiane w chorągiewkę. Paliwo w 17 integrujących zbiornikach o łącznej pojemności 5636 l. Zbiornik zasilający przed kabiną, z paliwowym zasobnikiem w postaci przezroczystej ścianki. Paliwo przepompowywane z pozostałych zbiorników do zbiornika zasilającego. Sterowanie instalacją paliwową — ręczne.

Wypożalenie. Pilot automatyczny o masie 0,7 kg, radiostacja UKF Omega, radar meteorologiczny zabudowany na przodzie prawej belki kadłubowej, transponder Argos (służący do ustalania położenia samolotu za pomocą dwóch satelitów o orbicie biegunowej). Aparat tlenowy do chwilowego użytku. Przewidywane użycie baterii słonecznej jako źródła energii elektrycznej.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	33,77 m
Wydłużenie płata	33,8
Rozpiętość usterzenia poziomego	10,15 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	18,1
Długość całkowita	9,9 m
Długość kadłuba	7,74 m
Długość belek kadłubowych	8,90 m
Wysokość	3,14 m
Szerokość kadłuba	1,00 m
Wysokość kabiny (wewnętrzna)	0,55 m
Szerokość kabiny pilota	0,61 m
Powierzchnia nośna całkowita	39,39 m ²
Powierzchnia nośna płata	33,72 m ²
Powierzchnia nośna usterzenia poziomego	5,67 m ²
Masa płatowca (struktury)	426 kg



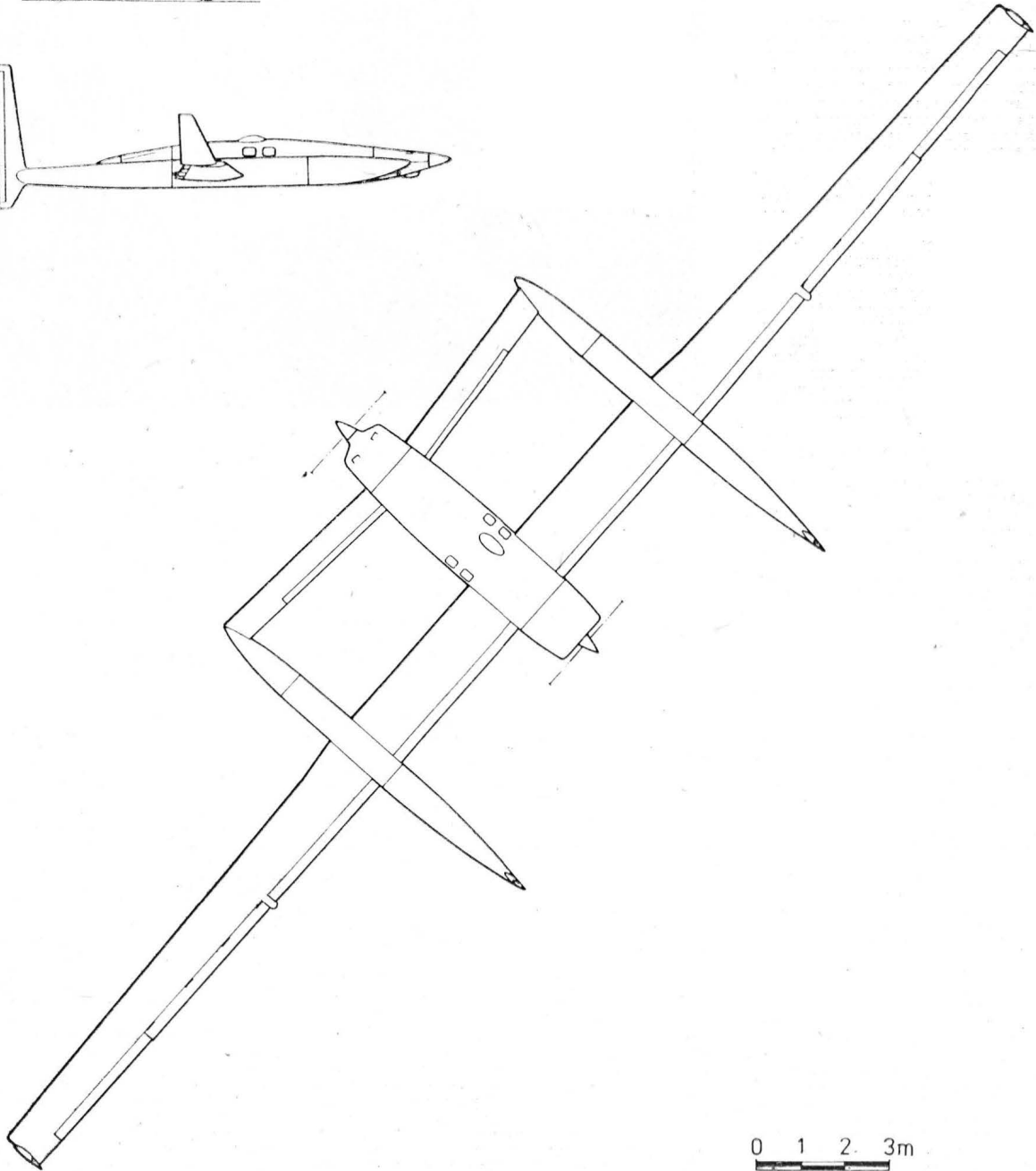
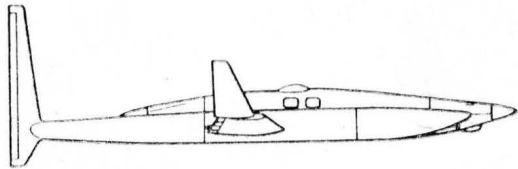
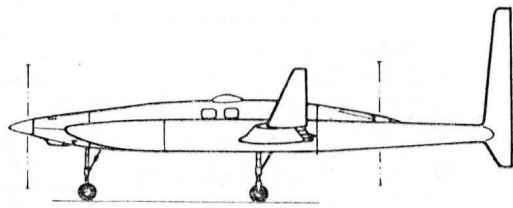
ROZWOJ KONSTRUKCJI. Międzynarodowa Federacja Lotnicza określiła, że za lot dookoła świata bez lądowania (i bez zasilania paliwem w powietrzu) uznaje się lot o długości minimalnej określonej przez obwód Ziemi wzdłuż zwrotnika Raka, czyli 36 787 km. Jest to jedyny rekord lotniczy dotychczas nie ustalony. Rekord odległości w locie prostym wynosi 20 168 km i został ustanowiony na B-52H w 1963 r., zaś dla samolotów z napędem tłokowym 18 082 km ustanowiony w 1946 r. na samolocie P2V Neptune.

W marcu 1981 r. Richard Rutan, którego bratem jest Burt Rutan, znany konstruktor samolotów lekkich i doświadczalnych o układzie kaczki i tandem, wraz z Jeana Yeagerem założyli przedsiębiorstwo Voyager Aircraft Inc., dla którego Burt Rutan zaprojektował samolot rekordowy Voyager o zasięgu ponad 40 000 km. Budowę samolotu rozpoczęto latem 1982 r. w Rutan Aircraft Factory w Mojave w Kalifornii — USA. Voyager, o znakach rejestracyjnych N269VA, wykonał pierwszy lot 1985-06-22. Na budowę poświęcono 22 000 roboczogodzin. 90% konstrukcji samolotu jest z laminatu węglowego, do którego użyto włókna węglowego o średnicy 0,3 mm oraz żywicy epoksydowej. Grubość skorupy przekładkowej wynosi 6,35 mm. Niektóre elementy układu sterowania są metalowe, np. linki stalowe o średnicy 1,6 mm. W konstrukcji zastosowano też kevlar i balsę. Do zabezpieczenia górnej powierzchni samolotu (50 m²) przed szkodliwym działaniem promieni słonecznych (nagrzewanie i promieniowanie ultrafioletowe) użyto 1,5 kg farby. Masa paliwa w locie rekordowym będzie stanowiła 79% masy całkowitej samolotu, zaś masa własna płatowca 16,4%, czyli masa użyteczna 83,6%. Tzw. sprawność konstrukcji, czyli stosunek masy użytecznej do własnej, wynosi aż 5,1. Są to wartości dotychczas nie spotykane w konstrukcjach lotniczych. Prób statycznych samolotu nie wykonano.

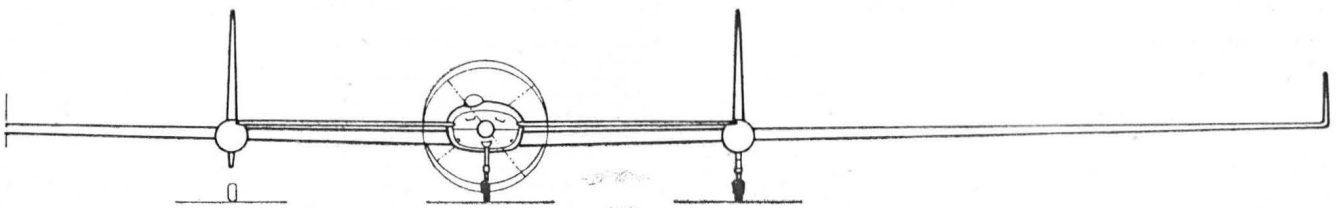
Start do lotu rekordowego ma odbyć się z Edwards Air Force Base w Kalifornii z bazy startowego długości 6 km (na dnie wyschlęgo słonego jeziora). Rozbieg długości 4500 m zajmie 3 min. Załogę będą

stanowić Richard Rutan i Jeana Yeager. Lot ma trwać ok. 12 dni. Prędkość przelotowa będzie wynosiła początkowo 240 km/h i wraz ze zużyciem paliwa (zmniejszaniem się masy samolotu) będzie spadać aż do 130 km/h. Średnia prędkość lotu będzie rzędu 160 km/h. Początkowo moc niezbędna do lotu poziomego będzie wynosić ok. 60 kW (80 KM), a pod koniec lotu spadnie do 18 kW (25 KM). Instalacja tlenowa pozwoli na chwilowe wzniesienie się na wysokość 4-5 tys. m, lecz większość lotu ma się odbywać na wysokości rzędu 3000 m. Trasa lotu prowadzi na wschód od Ameryki, w przeszło 90% nad morzami, aby zmniejszyć do minimum liczbę zezwoleń na przelot nad różnymi krajami. Przebiega ona w przeważającej części nad południową półkulą Ziemi, przecinając Afrykę Płd., Australię i Wyspy Hawajskie. Lądowanie ma się odbyć na tym samym lotnisku co start. W przypadku sprzyjających wiatrów lot mógłby skrócić się do 10 dni. Natomiast zapas paliwa i wykorzystanie prądów wznoszących mogą pozwolić na kontynuowanie lotu przez maks. 15 dni. Średnie zużycie paliwa podczas lotu ma wynosić 18 l/h, czyli poniżej 12 l/100 km, lecz odliczając start i wznoszenie — w locie poziomym podczas drugiej połowy przelotu będzie dwukrotnie niższe, czyli 9 l/h i 6 l/100 km. O ile dotychczas, bijąc rekordy samolotowe, na ogół podnoszono wyniki rekordowe o 10-15%, to w locie Voyagera ma być uzyskana odległość dwukrotnie większa od dotychczasowego rekordu. Po wykonaniu lotu rekordowego samolot ma być przekazany do Smithsonian Museum. Aerodynamika samolotu (ogromne wydłużenie) wskazuje na to, że samolot ten po wyposażeniu w odpowiedniej mocy silnik wysokościowy (ze sprężarką kilkubiegową) i z pilotem w ciśnieniowym ubiorze wysokościowym mógłby również pobić rekord wysokości dla samolotów z napędem tłokowym, wynoszący od 1938 r. 17 683 m (ustalił go Mario Pezzi na samolocie dwupłatowym Caproni Ca-161bis). Samolot jest pomalowany na biało, z ciemnoniebieskimi akcentami plastycznymi po bokach kadłuba i na końcówkach skrzydeł oraz napisem Voyager. Znaki rejestracyjne czarne.

Masa własna (z wyposażeniem)	843	kg
Masa paliwa	4 052	kg
Masa wyposażenia awionicznego	16	kg
Masa całkowita startowa maks.	5 137	kg
Masa do lądowania	1 032	kg
Prędkość przelotowa maks.	240	km/h
Prędkość przelotowa min.		
(przy zmniejszonej masie)	130	km/h
Średnia prędkość przelotowa	160	km/h
Średnia wysokość lotu	3 000	m
Długość startu	4 500	m
Czas lotu	12	dni
Zasięg maks.	ponad 41 800	km
Średnie zużycie paliwa	18	l/h
Min. zużycie paliwa (w = 130 km/h, masa poniżej 1500 kg)	8	l/h
		A. G.



0 1 2 3m



Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (III)

Dane dotyczące momentu podłużnego samolotu dla kilku ustawień steru wysokości pokazano na rys. 1 (p. cz. II art., *TLiA* nr 1/86). Wolne od zanieczyszczeń usterzenie wykazuje oderwanie przy kącie natarcia $8\div 14^\circ$, lecz samolot ulega przeciągnięciu dopiero przy ok. 24° . Jak wynika z tego rysunku, usterzenie nie może wyważyć samolotu na kąt natarcia przekraczający 17° . Jest to, jak można sądzić, duży margines bezpieczeństwa, wynikający z układu konstrukcyjnego, ale w samej rzeczy, ze względu na pojawienie się problemów związanych z częściowym oderwaniem na skrzydle, margines nie jest nadmierny. O częściowym oderwaniu na skrzydle świadczy nieliniowy przebieg zależności C_z od kąta natarcia powyżej 17° .

Utrata skuteczności steru wysokości zapewniająca odporność na przeciągnięcie uwidoczna się w postaci skupienia się krzywych dla większych ($15\div 17^\circ$) wychyleń steru wysokości. Znaczenie utraty skuteczności jest przedstawione na rys. 5 krzywą ciągłą, pokazującą zdolność usterzenia do wyważenia samolotu. Krzywa ta zestawia wyniki dla konfiguracji „gładkiej”. Pokazuje ona, że ster wysokości nie jest w stanie wyważyć samolotu przy współczynniku C_z większym od ok. 1,5, co odpowiada wspomnianej już wartości kąta natarcia wynoszącej 17° (dla wygody dodano podziałkę prędkości, które odnoszą się do prostoliniowego lotu poziomego, dla pełnego ciężaru i tylnego położenia środka ciężkości).

Jak widać, nawet przy dużych wychyleniach dodatnich (w dół) steru wysokości, nie daje się osiągnąć prędkości mniejszej od ok. 113 km/h. Krzywa przerywana (rys. 5) odpowiada przepływowi z „zanieczyszczeniami” kurzem lub ziarnami piasku na krawędzi natarcia skrzydła i usterzenia. Z porównania krzywych wynika, że występuje wyraźne przesunięcie w dół w wychyleniach steru wysokości, niezbędnych do uzyskania tego samego współczynnika siły nośnej oraz że prędkość minimalna wskutek zanieczyszczeń wzrosła o ok. $15\div 18$ km/h. Efekt ten wynika bezpośrednio z utraty skuteczności usterzenia, pokazanej na rys. 2 (p. cz. II art., *TLiA* nr 1/86). Wyniki badań w tunelu aerodynamicznym są zgodne z poprzednimi rozważaniami.

Użycie nadmiernych wychyleń steru wysokości

Wyraźne zakrzywienie w górę krzywej ciągłej na rys. 5 związane jest z utratą skuteczności steru wysokości przy jego dużych wychyleniach. Bardzo ważne jest, aby odpowiedni zapas skutecznych wychyleń steru wysokości był zapewniony w pobliżu prędkości minimalnej, wówczas samolot może być bezpiecznie sterowany przy starcie i lądowaniu. Dlatego nie należy dobrać zbyt dużych wychy-

leń steru wysokości dla lotu z większymi prędkościami (maksymalną i przelotową). Osiąga się to przez odpowiedni dobór kątów zaklinowania usterzenia i skrzydła — taki, aby ster w warunkach przelotowych nie był wychylony lub miał niewielkie wychylenie w górę. Jeżeli w trakcie prób okaże się, że do lotu w zakresie użytkowych prędkości konieczne jest za duże wychylenie steru wysokości, to konieczne są poprawki aerodynamiki tego samolotu, zanim zostanie on uznany za w pełni nadający się do lotu.

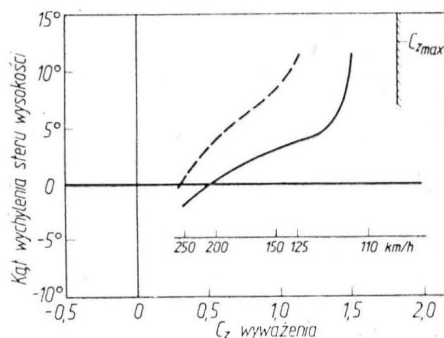
Zagadnienie to będzie jeszcze omówione poniżej, ale warto podkreślić, że wychylenie steru wysokości dla zadanej prędkości może być uznane za miarę zgodności danego egzemplarza samolotu ze wzorcem lub z innymi egzemplarzami tego samego typu. Jeżeli te różnice, dla identycznego ciężaru i położenia środka ciężkości, będą w granicach $2\div 30$, to samolot może być uznany za właściwie zbudowany i ustawiony (pod względem kątów zaklinowania).

Porównanie z wynikami prób w locie

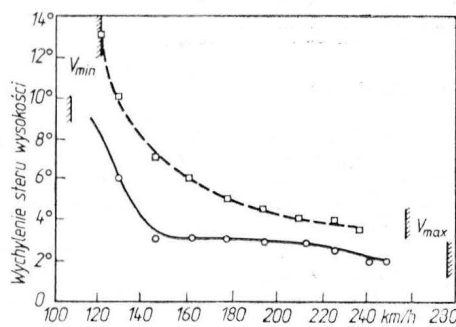
Rys. 6 i 7 pokazują przebieg wychylenia steru wysokości z prędkością dla konfiguracji „czystej” i z „zanieczyszczeniami”, uzyskany w wyniku prób NASA. Wyniki te wykazują spadek prędkości maksymalnej, powiększenie prędkości minimalnej i większe niezbędne wychylenia steru wysokości w dół dla tych samych prędkości — dla samolotu z „zanieczyszczeniami”. Przy dużych prędkościach zmiany kąta wychylenia są małe, zaś przy minimalnych osiągają $2\div 5^\circ$. Poza przesunięciem o 3° na dużych prędkościach, krzywe te są zgodne z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym. Powstaje pytanie, czy opisane zjawiska mogą być uznane za zmianę zachowania w locie samolotu. Wydaje się, że tak, gdyż prędkości niezbędne do startu i lądowania byłyby wyraźnie wyższe dla samolotu z „zanieczyszczeniami”. To mogłoby przysporzyć kłopotów mało wprawnym pilotom, szczególnie gdyby samolot miał być użytkowany z krótkiego lądowiska.

Zmiany zachowania w locie (ZZL) występujące na różnych egzemplarzach tego samego samolotu

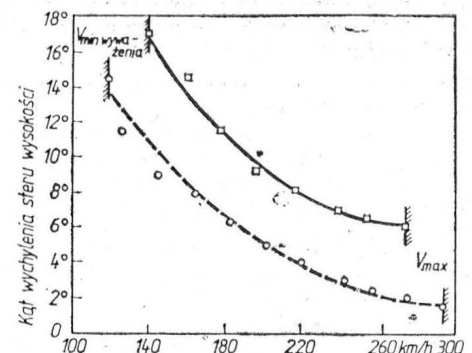
Brak jest kompletnych danych na temat ZZL dla wszystkich egzemplarzy VariEze latających w chwili obecnej, jednak można stwierdzić, że są zauważalne różnice w ZZL niektórych egzemplarzy. Dla pewnej liczby samolotów stwierdzono wyraźne tendencje do opuszczania nosa, podczas gdy na większości tendencje te są bardzo słabe, tak że można je ocenić jako nie stanowiące ZZL. Ze zdziwieniem stwierdzono jednak, że pewne egzemplarze wykazują — wprawdzie bardzo łagodną — tendencję przeciwną, tzn.



Rys. 5. Zależność prędkości i C_z wyważenia samolotu od wychylenia steru wysokości (wg badań tunelowych VariEze): linia ciągła — usterzenie czyste, linia przerywana — usterzenie z „zanieczyszczeniami” powierzchni



Rys. 6. Zależność prędkości i wychylenia steru wysokości (wg pomiarów w locie VariEze): linia ciągła — usterzenie czyste, linia przerywana — usterzenie z „zanieczyszczeniami” powierzchni



Rys. 7. Zależność prędkości i wychylenia steru wysokości (wg pomiarów w locie Long-Eze): linia ciągła — usterzenie czyste, linia przerywana — usterzenie z „zanieczyszczeniami” powierzchni

podnoszenia nosa. Wyniki badań NASA są zgodne z właściwościami, jakie wykazuje większość egzemplarzy. Należy podkreślić, że żadne dwa egzemplarze tego samego typu samolotu amatorskiego nie są nigdy identyczne, co wynika z tolerancji i modyfikacji, jakie wprowadzają ich twórcy. Dlatego należy się liczyć z pewnym rozrzutem właściwości i zachowania w locie. Prawdziwy problem występuje wtedy, gdy rozrzut ten jest duży. Nie zawsze wynika on z widocznych zmian lub odchyłek danego egzemplarza.

Powyżej omówiono już wpływ „zanieczyszczeń” na zmiany właściwości aerodynamicznych. Można stwierdzić bardziej ogólnie, że istnieje wiele małych różnic w zakresie kształtu samolotu, które mogą mieć duży wpływ na aerodynamikę — choć nie są łatwe do zauważenia.

Omówienie czynników wpływających na aerodynamikę samolotu

Czynnikami tymi są:

— kształt profilu (dokładność obrysu) i stan jego powierzchni,

— szczelina między statecznikiem i sterem oraz kształt krawędzi spływu,

— kąt zaklinowania i skręcenie,

— położenie środka ciężkości samolotu,

— ciężar.

Należy podkreślić, że dobre wykończenie skrzydła czy usterzenia (gładka i błyszcząca powierzchnia) nie zawsze idą w parze z dokładnością odtworzenia profilu, a błędy rzędu setnych (a tym bardziej dziesiątych) części milimetra w krytycznych rejonach profilu mogą zmienić opływ.

Na podstawie doświadczeń zebranych przy amatorskiej budowie samolotów laminatowych, można ocenić, że niedokładność kształtu profilu w takich warunkach może wynieść nawet 1,5÷3 mm, co w zupełności wystarcza do wywołania zmian zachowania w locie.

Ponadto w samolotach laminatowych zbudowanych przez amatorów nierzadko zdarza się inna wada — mianowicie falistość powierzchni. Jest ona trudna do wykrycia, ale powoduje bardzo wyraźne skutki aerodynamiczne.

Bardzo ważny jest również stan powierzchni — jej wykończenie. Jeżeli jest ona bardzo gładka i błyszcząca, to krople deszczu mają skłonności do formowania wypukłych „wysepek”, co w istotny sposób powiększa turbulencję. Natomiast gdy powierzchnia jest matowa lub „mechata”, woda wykazuje skłonność do rozplywania się cienką warstwą nie wpływającą na opływ. Podobnie ilość lodu lub owadów, które przylepiają się do skrzydła lub usterzenia, w zasadniczy sposób zależy od stanu powierzchni.

Następnym zagadnieniem związanym z kształtem powierzchni w szerokim rozumieniu — jest wielkość szczeliny między sterem i statecznikiem oraz kształt krawędzi spływu. Kształt i wielkość szczeliny między sterem i statecznikiem mają bardzo wielki wpływ na oderwanie przepływu na stateczniku, dlatego małe różnice szczeliny mogą być przyczyną dużych różnic w siłach na drążku. Na zmiany tej szczeliny może też wpłynąć sposób zawieszenia steru na zewnętrznych okuciacz statecznika.

Kształt krawędzi spływu ma duży wpływ na momenty zawiasowe, ale prawie nie wpływa na siłę nośną usterzenia. Kąt zaklinowania i skręcenia zarówno usterzenia jak i skrzydła również wpływają na kąt wychylenia steru, niezbędny do lotu poziomego.

Ogólnie można stwierdzić, że fakt wystąpienia na poszczególnym egzemplarzu samolotu nadmiernych i nie spotykanych w innych egzemplarzach wychyleń steru niezbędnych do wykonywania lotu poziomego jest poważna wskazówka istnienia nieprawidłowości kątów zaklinowania albo położenia środka ciężkości samolotu i można spodziewać się także wystąpienia wyraźnych zmian zachowania w locie dla krytycznych warunków „zanieczyszczenia” powierzchni nośnych.

Uwagi na temat niektórych współczesnych samolotów o układzie kaczki

Samoloty Quickie, Q2, Dragonfly i Retro — choć różniące się od siebie i od VariEze — mają wspólną cechę, którą jest znaczne obciążenie przedniej powierzchni nośnej, na którą użyto profilu GU25, tego samego co na VariEze. Pierwsze trzy z nich mają skrzydła o profilu Epplera, zaś czwarty — NACA serii 74. Pierwsze trzy mają również ster wysokości bez szczeliny. Jest już dość dużo egzemplarzy zarówno Quickie, jak i Q2 i miały miejsce liczne przypadki „opuszczania nosa”.

Praktycznie znaczna większość znanych zdarzeń tego typu odnosi się do któregoś z dwóch wymienionych typów samolotów.

Konstruktorzy uważnie studiowali opisy przypadków „opuszczania nosa” i opracowali informacje dla osób bu-

dujących samoloty wg planów, uprzedzając o niebezpieczeństwach związanych z wykonywaniem lotów w deszczu oraz startów z mokrymi lub pokrytymi zanieczyszczeniami powierzchniami nośnymi. Wprowadzili też pewne modyfikacje konstrukcyjne, umożliwiające symetryczne wychylenie lotek dla zwiększenia sterowności podłużnej, co okazało się bardzo skutecznym sposobem zmniejszenia lub nawet usunięcia tendencji do „opuszczania nosa”. Wprowadzono także inną modyfikację — małą poziomą powierzchnię wyważającą, zamocowaną na usterzeniu kierunku.

Ostatnio zbudowano prototyp Q2 z usterzeniem o profilu NASA LS(1)-0417MOD. Próby wykazały, że wpływ deszczu na zachowanie się tego samolotu jest bardzo nieznaczny i firma zamierza wyprodukować nowe usterzenie o tym profilu do przebudowy istniejących Q2. Przewiduje się również opracowanie usterzenia o tym profilu dla Quickie, ale tu skuteczność może być mniejsza ze względu na mniejsze liczby Reynoldsa.

Konstruktor Dragonfly, Bob Walters twierdzi, że jego samolot wykazuje tylko bardzo łagodną tendencję do „opuszczania nosa” i że nie jest to istotny problem. Jednakże ostrzega osoby budujące ten samolot przed lataniem w deszczu. Na razie jest on jedynym użytkownikiem Dragonfly i trudno ocenić, na ile typowe jest zachowanie jego egzemplarza. Jednakże z prób w locie wynika, że zanieczyszczenia powierzchni nośnych wywołują wzrost prędkości przeciągnięcia Dragonfly o ok. 16 km/h i nieco wyraźniejszy przebieg samego przeciągnięcia. Profil usterzenia Dragonfly jest jednak nieco różny od oryginalnego profilu GU25. Modyfikacja, wprowadzona przez konstruktora, polega na lekkim zmniejszeniu grubości profilu i przesunięciu punktu o maksymalnej grubości względnej nieco do przodu. Celem tych modyfikacji było usunięcie zauważonych w VariEze tendencji do występowania oderwania.

Wydaje się, że modyfikacja ta była skuteczna w zmniejszeniu wpływu deszczu na ZZL. Warto wspomnieć, że profil opracowany niezależnie przez projektanta profili Johna Roncza, w celu zmniejszenia wrażliwości na oderwanie opływu, dość dokładnie odpowiada zmodyfikowanemu GU25 użytemu na Dragonfly.

Ostatni ze wspomnianych samolotów — Retro — wydaje się mieć właściwości (w dziedzinie ZZL) podobne do VariEze.

Wnioski

● Zmiana zachowania się w locie (ZZL) samolotów o układzie kaczki jest zjawiskiem poprzedzającym przeciągnięcie. Występuje ona na samolotach, w których istotną część nośności jest wytwarzana przez przednią powierzchnię. Ze względu na to, że laminarne profile o dużej grubości względnej, do jakich należy GU25, wrażliwe na szorstkość lub zanieczyszczenia powierzchni, zostały użyte na usterzenie, wpływ zanieczyszczeń na zachowanie samolotu jest znaczny. Zmiany zachowania samolotu mogą wykazywać znaczne odchylenia dla poszczególnych egzemplarzy. Użycie innych profili, mniej wrażliwych na wpływ zanieczyszczeń, może złagodzić lub wyeliminować te zjawiska.

● Budujący samoloty muszą być świadomi znacznego wpływu poszczególnych czynników na właściwości samolotu i dokładnie przestrzegać instrukcji wykonawczych. Powinni wystrzegać się zmian w kształcie profilu i konfiguracji powierzchni nośnych, chyba że dokładnie znają wpływ tych zmian na swój samolot. Zmiany tego typu mogą powodować zupełnie odmienne od typowego zachowania samolotu, pogorszenie osiągnięć i bezpieczeństwa.

● Zmiany zachowania się w locie są bardziej krytyczne przy małych prędkościach lotu niż podczas przelotu lub przy prędkości maksymalnej, gdyż związane są z pogorszeniem sterowności podłużnej i wzrostem oporu. Manewrowanie na małej prędkości może jeszcze pogorszyć sytuację. Sposoby sterowania, stosowane przy zauważeniu ZZL, muszą być uzależnione od sposobu zachowania się samolotu. Piloci nie zaznajomieni z tymi zjawiskami mogą nie zauważyć lub nie rozpoznać pogorszenia się właściwości samolotu i zastosować błędne w tej sytuacji sposoby sterowania.

● Choć zjawisko to nie dla każdego typu samolotu jest poważnym problemem, ZZL każdego egzemplarza samolotu musi być dokładnie zbadane podczas prób w locie wymaganych do certyfikacji samolotu tak samo, jak zachowanie się przy przeciągnięciu i inne właściwości lotne.

● Należy zachować ostrożność podczas pierwszych lotów danego pilota na samolocie o układzie kaczki. Pilot powinien przednio dokładnie poznać specyfikę zachowania się samolotu o tym układzie i powinien być przygotowany na nietypowe zachowanie się samolotu oraz umieć znaleźć właściwe sposoby wyjścia z sytuacji. *Opracował A. K.*

Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalnie (I)

Mgr inż. WITOLD KAMIŃSKI
Instytut Lotnictwa

W artykule [2] przedstawiono klasyfikację metod wizualizacyjnych stosowanych w mechanice płynów. Scharakteryzowano także techniki oparte na wprowadzaniu obcych materiałów jako znaczników. Niniejszy artykuł traktuje o pozostałych metodach, ujętych we wspomnianej wyżej klasyfikacji.

Metody optyczne

Metody optyczne znajdują zastosowanie w przepływach ściśliwych, a więc w przepływach gazów, w których obserwuje się znaczne zmiany gęstości. Oznacza to zmiany termodynamicznego stanu gazu i z założenia istotne ograniczenie możliwości wprowadzania obcych znaczników, zakłócających tego rodzaju przepływ w zbyt dużym stopniu. Wykorzystuje się natomiast zmiany współczynnika załamania światła w polu o zmieniającej się gęstości, co można wyrazić wzorem Gladstone'a-Dale'a:

$$n = K\rho + 1$$

gdzie: n — współczynnik załamania światła,
 ρ — gęstość,
 K — stała Gladstone'a-Dale'a.

W tunelach aerodynamicznych, w których realizuje się przepływy ściśliwe, zainstalowane są okna, w celu umożliwienia wizualizacji. Zasada każdej z metod optycznych polega na tym, że przechodzący przez te okna i tym samym przez przestrzeń pomiarową promień świetlny, równoległy lub rozbieżny, jest zakłócony przez niejednorodny rozkład współczynnika załamania w przepływającym gazie. Powstające zakłócenia są dwojakiego rodzaju:

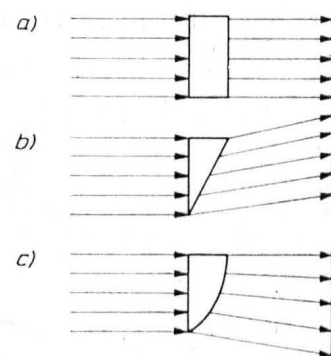
- odchylenie od początkowego kierunku,
- zmiana fazy fali świetlnej.

Metoda cieniowa

Układ optyczny używany w metodzie cieniowej jest najprostszy ze stosowanych w metodach optycznych (rys. 1). Nie wymaga on oprzyrządowania z wyjątkiem soczewki (lub zwierciadła wklęsłego) dla uzyskania równoległej wiązki światła. Dodanie drugiej soczewki (lub zwierciadła) umożliwia zmniejszenie liniowe obrazu i dzięki temu stosowanie małych błon filmowych. Minimalizacji wymiarów podlega także źródło światła. Jest to wynik dążenia do jak najlepszej ostrości, a przy okazji do zmniejszenia odległości między nim i obrazem zaburzeń.

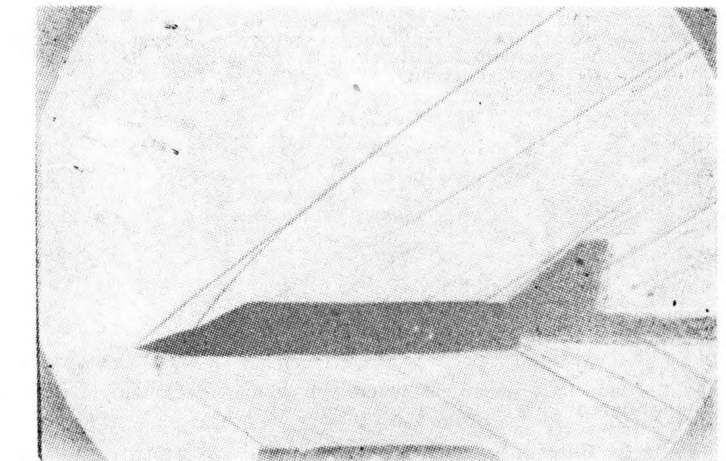
Pojedyncze promienie świetlne przy przejściu przez badane pole zostają ugięte i odchylone. Jeżeli gradient współczynnika załamania $\partial n/\partial y$ jest stały wzdłuż drogi światła w komorze pomiarowej, to odchylenie poszczególnych promieni jest jednakowe i obraz jest jednorodnie oświetlony — taki rozkład gęstości można modelować liniowym klinem z przezroczystego materiału (rys. 2b). Jeśli natomiast kontur klina jest krzywoliniowy o stałej krzywiznie (odpowiada to rozkładowi gęstości o stałej drugiej pochodnej $\partial^2 n/\partial y^2$), to oświetlenie obrazu również będzie jednorodne, ale o innym natężeniu (rys. 2c). Wypływa stąd wniosek, że metoda może służyć do wizualizacji jedynie tych pól, gdzie druga pochodna $\partial^2 n/\partial y^2 \neq \text{const}$ i tym samym samym trzecia pochodna $\partial^3 n/\partial y^3 \neq 0$. W naturze możemy obserwować dzia-

łaanie tej metody, np. słoneczną wizualizację konwekcji ciepła w powietrzu lub jasną oscylującą kreskę na górnej powierzchni płata pasażerskiego samolotu odrzutowego, świadcząca o istnieniu fali uderzeniowej. Przykłady zastosowań, to wizualizacja opływów różnych ciał, w tym modeli płatowców (rys. 3), czy ściśliwych warstw przyściennych. Warto tu wspomnieć, że opracowano pewne techniki wizuali-

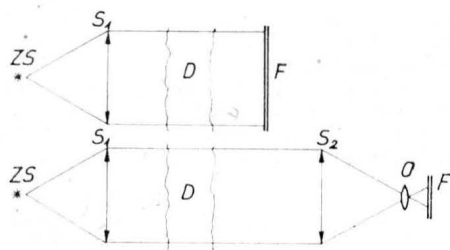


Rys. 2. Modele zjawiska odchylenia promieni świetlnych w polu: a) o stałej gęstości, b) stałym gradientie gęstości, c) stałej drugiej pochodnej gęstości [5]

zacji tą metodą przepływów trójwymiarowych [9]. Są one oparte na analizach korelacyjnych zdjęć uzyskanych w konwencjonalnym układzie. Jednakże ze względu na skomplikowanie nie są one na razie szerzej wykorzystywane.



Rys. 3. Obraz cieniowy naddźwiękowego opływu modelu samolotu [10]



Rys. 1. Schemat dwóch układów optycznych metody cieniowej: ZS — źródło światła, S_1 i S_2 — soczewki lub zwierciadła sferyczne, D — obszar zaburzeń, O — obiektyw kamery lub aparatu fotogr., F — film

układ optyczny i możliwość uzyskania wysokiej rozdzielczości.

Najprostszym i jednocześnie najstarszym układem jest system Toeplera (rys. 4), z równoległą wiązką światła, przechodzącą przez przestrzeń pomiarową tunelu. Obraz źródła światła tworzy się w płaszczyźnie noża optycznego, usytuowanego w płaszczyźnie ogniskowej soczewki S_2 . Krawędź noża jest prostopadła do płaszczyzny rysunku, a źródło światła jest punktowe lub liniowe, równoległe do ostrza noża. Obiektyw kamery (lub aparatu fotograficznego) tworzy obraz przestrzeni pomiarowej na filmie (lub płycie fotograficznej), eliminując ewentualne efekty cieniowe. Nóż optyczny odcina część obrazu źródła światła, redukując natężenie światła padającego na film. Oświetlenie to jest równomierne na całym obrazie. Jeżeli w przestrzeni pomiarowej istnieją zmiany gęstości, to część promieni zostaje odchylna (rys. 5). Zaobserwujemy to jako lokalne zmiany intensywności oświetlenia, które można określić wzorem:

$$\frac{\Delta I}{I} = \frac{f_2}{a} \int_{\xi_1}^{\xi_2} \frac{\partial n}{\partial y} dz,$$

gdzie:

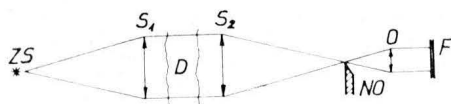
$\Delta I/I$ — lokalna zmiana natężenia oświetlenia,
 f_2 — ogniskowa soczewki S_2 ,
 a — zredukowana szerokość obrazu źródła (apertura) (rys. 6),

ξ_1, ξ_2 — współrzędne początku i końca obrazu zaburzeń (w kierunku równoległym do kierunku wiązki światła) [5]. Układ pozwala zatem na pomiary składowej gradientu prostopadłej do krawędzi noża $\partial n/\partial y$. Z powyższego wzoru wynika, że dla danego pola gęstości względna zmiana natężenia światła (a tym samym kontrast na filmie) będzie tym większa, im mniejszy jest stosunek a/f_2 . Przy stałej ogniskowej f_2 dąży się zatem do zmniejszenia apertury a . Istnieją tu jednak ograniczenia wynikające z:

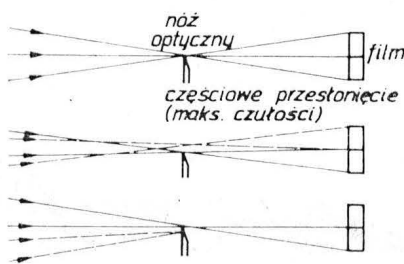
— czułości materiału fotograficznego (przy zmniejszeniu apertury maleje natężenie światła),

— konieczności zapewnienia pomiarów odchylen dodatnich i ujemnych (maksymalna możliwa zmiana natężenia oświetlenia przy ujemnym odchyleniu odpowiada całkowitemu wygaszeniu i wynosi $\Delta I = -I$),

— dyfrakcji (rozogniskowanie obrazu pola przepływu uniemożliwia rozróżnienie czy mierzymy odchylenie wywołane zaburzeniami, czy dyfrakcją).



Rys. 4. Schemat układu optycznego metody schlieren — system Toeplera; ZS — źródło światła, S_1 i S_2 — soczewki, D — obszar zaburzeń, NO — nóż optyczny, O — obiektyw, F — film



Rys. 5. Obraz ugięć promieni świetlnych w konwencjonalnym układzie schlieren

Zmiany natężenia oświetlenia zostają zarejestrowane na fotografii jako różnice przezroczystości. Różnice te wyrażane są w postaci logarytmicznej przez ilość światła przechodzącego przez fotografię (tzw. gęstość fotograficzna). Można je mierzyć tzw. densytometrem i obliczać zmiany natężenia oświetlenia ze wzoru:

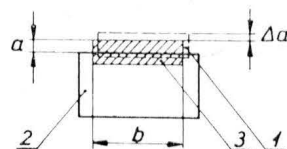
$$D = \delta \log(1 + \Delta I/I),$$

gdzie: D — gęstość optyczna,
 δ — współczynnik charakteryzujący materiał fotograficzny [5].

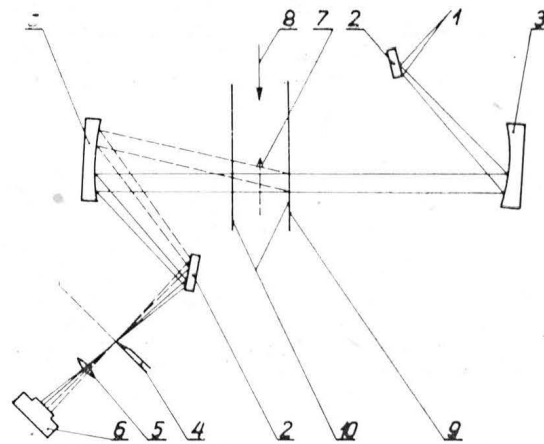
Stąd określa się kąty odchylenia promieni świetlnych.

Rodzaj oświetlenia zdeteterminowany jest badaniem problemem. Jeżeli interesują nas przepływy ustalone, to stosujemy stałe źródła światła — lampy łukowe, żarowe, odpowiednio intensywnie, a jeżeli potrzeba — to monochromatyczne (np. lampa rtęciowa z filtrem). Do badania przepływów niestabilnych niezbędne jest źródło światła o bardzo krótkim im-

pulsie świetlnym (osiąga się obecnie czasy nawet rzędu 10^{-10} s), np. lampa z migawką, iskrownik elektryczny. Elementy optyczne powinny być możliwie jak najlepszej jakości, dotyczy to także szyb tunelu, soczewki (lub zwierciadła), nie mogą wykazywać aberracji i astygmatyzmu. Różnica dróg optycznych dwóch dowolnych promieni świetlnych nie powinna teoretycznie przekraczać jednej czwartej długości fali światła, ale w praktyce toleruje się jej wielkość w granicach kilkunastu długości fali.



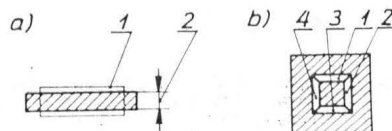
Rys. 6. Przesunięcie obrazu źródła światła w płaszczyźnie noża optycznego [5]: 1 — zaburzony obraz źródła światła, 2 — nóż optyczny, 3 — niezakłócony obraz źródła światła



Rys. 7. Schemat układu optycznego metody schlieren — system Z [6]: 1 — źródło światła, 2 — zwierciadło wklęsłe, 3 — sferyczne zwierciadło płaskie, 4 — nóż optyczny, 5 — soczewka, 6 — kamera lub aparat fotogr., 7 — model, 8 — przepływ, 9 — komora pomiarowa, 10 — szyby tunelu

Zastosowanie klasycznego układu Toeplera staje się niemożliwe w przypadku badania pól przepływów o stosunkowo dużych rozmiarach, gdzie parametry istniejących soczewek są niewystarczające. Rozwiązaniem problemu jest wykorzystanie zwierciadeł wklęsłych, ponieważ mogą one być produkowane w znacznie większych średnicach. Źródło światła i jego obraz muszą być odchylna o pewien kąt, powstaje wtedy tzw. układ Z (rys. 7). Odchylenie powinno być jak najmniejsze, ale nawet gdy wynosi ono 7° wyniki nie są obarczone zbyt dużym błędem. Wynika to z faktu, że wprowadzona aberracja komatyczna kompensowana jest przez układ Z, a astygmatyzm w razie potrzeby przez specjalne płasko-cylindryczne soczewki. Kolejną wersją jest tzw. układ z podwójnym przejściem wiązki świetlnej przez komorę pomiarową, który charakteryzuje się dwukrotnie zwiększoną czułością. Dalsze modyfikacje dotyczą kształtu i funkcji noża optycznego. Ponieważ oko ludzkie łatwiej rozróżnia dodatnie niż ujemne zmiany natężenia oświetlenia, stosuje się nóż optyczny dwukrawędziowy (rys. 8a) lub nawet krążkowy. Czułość i kontrastowość obrazów ulegają wtedy zwiększeniu, ale nie można już odróżnić, czy kąt odchylenia jest dodatni czy ujemny. Stosuje się także nóż optyczny w postaci siatki równoległych pasów, na przemian przezroczystych i nieprzezroczystych. Otrzymuje się wtedy dobrze skonstruowane prążki, a pomiary odchylen sprowadzają się do określenia przesunięć prążków podobnie jak w interferometrii. Zastąpienie noża optycznego filtrem zbudowanym z kilku kolorowych przezroczystych pasów umożliwia uzyskiwanie kolorowych obrazów schlierenowskich (rys. 9). Stosowanie układów tego typu jest korzystne ze względu na fakt, że oko ludzkie jest bardziej czułe na zmiany koloru niż odcieni szarości. Odpowiednikiem noża optycznego jest tu filtr przedstawiony na rys. 8b.

Metoda schlieren jest wykorzystywana powszechnie od hipersonicznych opływów ciał poprzez przepływy nad- i poddźwiękowe aż do prądów konwekcyjnych, różnego rodzaju śladów wirowych i fal akustycznych (rys. 10).

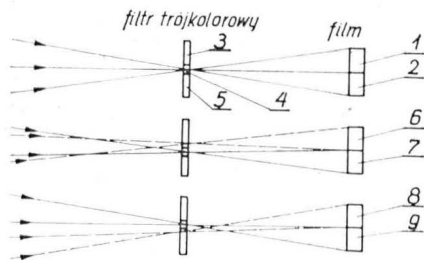


Rys. 8. Zmodyfikowane noże optyczne [5]: a) nóż optyczny dwukrawędziowy, 1 — obraz źródła światła, 2 — przestanki, b) nóż-filtr czterokolorowy kwadratowy: 1 — czerwony, 2 — żółty, 3 — zielony, 4 — niebieski

Interferometria Macha-Zehndera

Podczas gdy w opisanych wyżej metodach cieniowej i schlieren podstawą wizualizacji jest odchylenie światła przez przepływ ściśliwy, to w interferometrii wykorzystuje się towarzyszącą mu zmianę fazy. W klasycznej technice dwupromieniowej Macha-Zehndera faza promienia zaburzonego jest porównywana z fazą światła nie zakłóconego przez interferencję po nałożeniu promieni na siebie. Zasada ta jest równie stara jak metoda schlieren, ale w większym stopniu pozwala na pomiary ilościowe. Wadą jej jest konieczność wysoce precyzyjnego wykonania elementów i ich montażu, co znacznie podwyższa koszty urządzenia. Podstawowy układ interferometru Macha-Zehndera (rys. 11) składa się z czterech płaskich zwierciadeł, dwóch w pełni odbijających i dwóch półprzepuszczalnych, tworzących razem prostokąt (lub równoległobok). Na drodze promienia badawczego znajduje się komora pomiarowa z dwoma oknami szklanymi. Dla kompensacji strat w spójności obydwóch promieni, na drodze promienia odniesienia wstawione są dwie identyczne jak w tunelu płyty szklane. Światło z monochromatycznego źródła punktowego tworzy po przejściu przez soczewkę S_1 wiązkę równoległą, która jest rozszczepiana przez zwierciadło Z_1 . Oba powstałe w ten sposób promienie łączą się za zwierciadłem Z_2 , gdzie interferują, tworząc na ekranie lub płycie fotograficznej pewien układ prążków interferencyjnych, ogniskowanych na płaszczyźnie w komorze pomiarowej przez soczewkę obiektywu SO . Niejednorodności w komorze dają pewne zaburzenia w układzie prążków, które można mierzyc i odnieść ilościowo do rozkładu gęstości w polu przepływu. Oszacowanie ilościowe interferogramów opiera się na liniowej zależności między przesunięciem fazy optycznej a natężeniem oświetlenia i wymaga pomiarów densytometrycznych. Próg czułości metody stanowi różnica długości dróg optycznych promieni równa jednej dziesiątej długości fali użytego światła. Wynika stąd, że wykonanie układu musi być na tyle precyzyjne, aby wielkość ta nie została przekroczona wskutek jego wad. Stawia się w tym celu następujące wymagania jakościowe [5]:

— jednorodność współczynnika załamania szkła zwierciadeł, okien komory pomiarowej i płyt kompensujących;



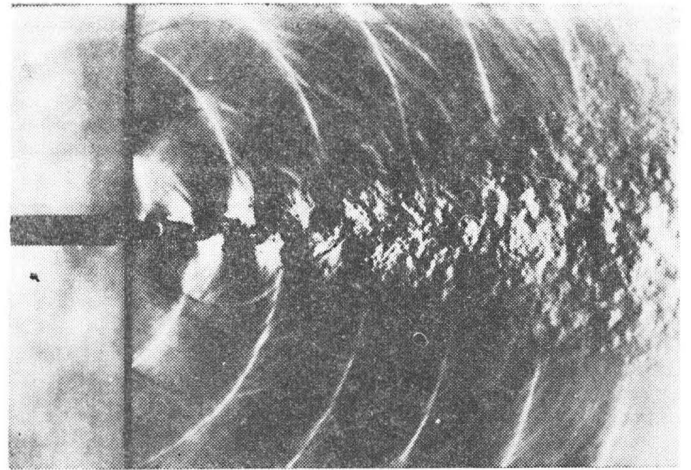
Rys. 9. Obraz ugięć promieni świetlnych w układzie schlieren z trójkolorowym filtrem [6]: 1 — niebieski, 2 — niebieski, 3 — żółty, 4 — niebieski, 5 — czerwony, 6 — żółty, 7 — niebieski, 8 — czerwony, 9 — niebieski

- stała grubość zwierciadeł i okien;
- równa grubość każdej z par odpowiednich elementów;
- gładkość i równoległość powierzchni wszystkich elementów;
- dokładność pokrycia zwierciadeł półprzepuszczalnych dla uniknięcia pochłaniania światła;
- wysoki stopień odbicia na zwierciadłach;
- dokładny montaż elementów dla uniknięcia jakichkolwiek odkształceń mechanicznych;
- zabezpieczenie układu przed wibracjami i innymi zaburzeniami.

Zasadniczym przełomem było zastosowanie wysoce spójnego światła laserowego (rys. 12). Można tu było zmniejszyć zwierciadła (promień odniesienia ma o rząd mniejszą średnicę niż promień badawczy), co znacznie obniża koszt całego układu. Zastosowanie metody interferometrii Macha-Zehndera jest powszechne, stąd podobnie jak w metodzie schlieren nie sposób przytoczyć wszystkich zastosowań. Obiektami badanymi z powodzeniem były np. pola opływu modeli aerodynamicznych w tunelach, przepływy przez kaskady profili w maszynach wirnikowych (rys. 13), nieustalone przebiegi w rurach uderzeniowych, a nawet strumienie plazmy, turbulencja w warstwach przyściennych czy pola akustyczne.

Holografia laserowa

Konwencjonalny aparat fotograficzny (lub kamera) rejestruje dwuwymiarową projekcję trójwymiarowej rzeczywistości. Zdjęcie, na którym zapisane są jedynie dane o am-



Rys. 10. Akustyczno-przepływowe pole powstające przy swobodnym wypływie strumienia gazu do otoczenia — metoda Schlieren [8]

plitudzie (a właściwie natężeniu) fal świetlnych, nie zawiera więc informacji o głębokości fotografowanego pola. Informacje te można uzyskać z hologramu, na którym rejestruje się także dane o fazie fal przechodzących przez obiekt lub od niego odbitych. Dzięki temu przy odtwarzaniu hologramu otrzymujemy rzeczywisty trójwymiarowy obraz. Holografia nie jest sama w sobie metodą wizualizacji, ale w połączeniu z istniejącymi aparatami wizualizacyjnymi daje jakościowo nowe wyniki. Główną zaletą jest możliwość „zamrożenia” pola przepływu i jego rekonstrukcji w dowolnej chwili przy użyciu odpowiednich środków.

Zasada holografii może być wyjaśniona za pomocą analogii matematycznej. Wystarczy znać rozkład amplitudy i fazy na pewnej wyróżnionej powierzchni, aby możliwe było określenie układu fal w pewnym obszarze przestrzeni. Dlatego hologram jest identyczny z pewnym danym układem warunków brzegowych, a odtworzenie fal odpowiada rozwiązaniu tego zagadnienia brzegowego. Jedynym warunkiem dla rejestracji hologramu jest to, że układ fal musi charakteryzować się pojedynczym, wąskim zakresem długości fali i stałym stosunkiem fazowym. Oznacza to, że użyte światło musi być spójne, a więc jedynym dostępnym źródłem jest laser.

Emulsje fotograficzne są czule jedynie na natężenie fali świetlnej, nie można zatem rejestrować informacji dotyczących fazy tej fali. Problem ten, jak już wspomniano przy omawianiu interferometrii Macha-Zehndera, może być rozwiązany za pomocą interferencji. Zapisanie całkowitej informacji o obiekcie (rys. 14a) polega na jednoczesnej rejestracji fali przedmiotowej:

$$\vec{E}_p = \vec{E}_1 \exp \{i[\omega t - \varphi_1(x, y)]\}$$

gdzie: \vec{E} — wektor elektryczny fali świetlnej,
 $\varphi(x, y)$ — rozkład fazy fali w płaszczyźnie x, y ,
 ω — częstość kołowa fali,
 t — czas,

$$i = \sqrt{-1}$$

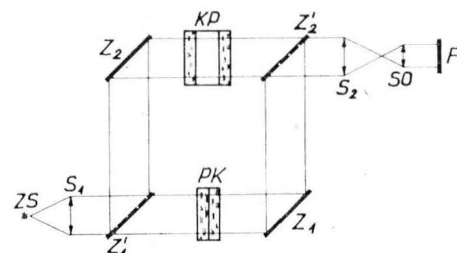
oraz fali odniesienia

$$\vec{E}_0 = \vec{E}_2 \exp \{i[\omega t - \varphi_2(x, y)]\}$$

Natężenie dwóch interferujących fal w płaszczyźnie hologramu wyniesie:

$$I_{1+2} = E_1^2 + E_2^2 + 2E_1 E_2 \cos(\varphi_1 - \varphi_2)$$

Hologram jest zatem siatką prążków interferencyjnych. W

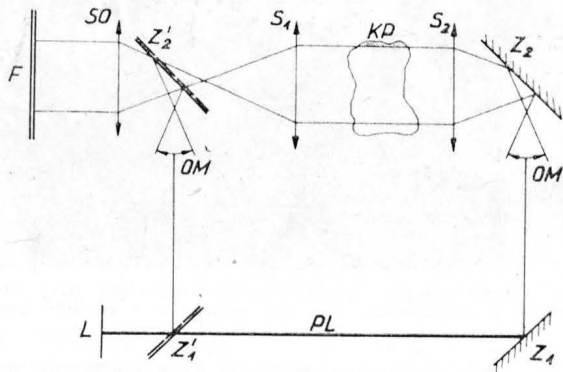


Rys. 11. Schemat podstawowego układu interferometru Macha-Zehndera [5]; ZS — źródło światła, S_1 i S_2 — soczewki, Z'_1 i Z'_2 — zwierciadła półprzepuszczalne, Z_1 i Z_2 — zwierciadła o całkowitym odbiciu, KP — komora pomiarowa, PK — szklane płyty kompensacyjne, SO — soczewka obiektywu, F — film

celu odtworzenia obrazu oświetla się go falą \vec{E}_r o identycznej geometrii i ewentualnie różnej amplitudzie:

$$\vec{E}_r = \vec{E}_3 \exp \{i[\omega t - \varphi_2(x, y)]\}$$

Ponieważ gęstość fotograficzna hologramu jest proporcjonalna do I_{1+2} , to rozkład intensywności promienia odtwarzają-



Rys. 12. Interferometr Macha-Zehndera z laserowym źródłem światła [5]; L — laser, Z_1 i Z_2 — zwierciadła, Z'_1 i Z'_2 — zwierciadła półprzepuszczalne, OM — obiekt mikroskopowy, PL — promień laserowy, S_1 i S_2 — soczewki, KP — komora pomiarowa, SO — soczewka obiektywu, F — film

cego po przejściu przez hologram można wyrazić w pierwszym przybliżeniu jako:

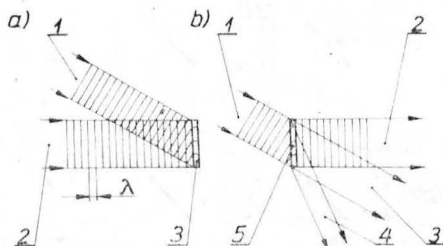
$$\vec{E}_r I_{1+2} = \vec{E}_3 (E_1^2 + E_2^2) \exp[i(\omega t - \varphi_2)] + \vec{E}_3 E_1 E_2 \exp[i(\omega t - \varphi_1)] + \vec{E}_3 E_1 E_2 \exp[i(\omega t + \varphi_1 - 2\varphi_2)], [5].$$

Prawa strona tego równania opisuje układ trzech fal. Pierwsza z nich jest nie zmienioną falą odtwarzającą (zmianie



Rys. 13. Interferometryczny obraz przepływu przez łopatki maszyny wirnikowej [5]

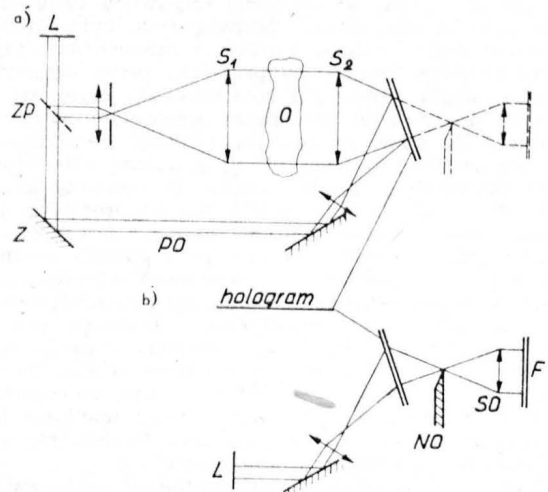
uległa tylko amplituda), druga odtworzoną falą przedmiotową, a trzecia również zawiera informacje o fali przedmiotowej. Tak więc hologram można traktować jako siatkę dyfrakcyjną, a trzy różne fale otrzymywane przy odtworzeniu są identyczne z falami rekonstruującymi zerowego i pierwszego rzędu. Oznacza to, że nie zmieniona fala odtwarzająca jest falą o zerowym rzędzie dyfrakcji, odtwo-



Rys. 14. Zasada holografii: a) rejestracja: 1 — fala odniesienia, 2 — fala przedmiotowa, 3 — płyta fotograficzna; b) odtworzenie: 1 — fala odtwarzająca, 2 — prosta odtworzona fala przedmiotowa, 3 — fala zerowego rzędu, 4 — sprzężona fala przedmiotowa, 5 — hologram

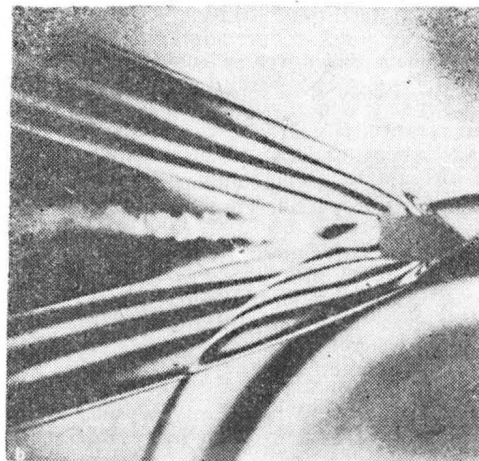
rzona fala przedmiotowa („fala bezpośrednia”) jest rzędu +1, a trzecia fala („fala sprzężona”) rzędu -1 (rys. 14b). Na falę przedmiotową wybiera się zwykle falę sferyczną, a na odtwarzającą — płaską. Bardziej wyczerpujące informacje o holografii podaje wiele specjalistycznych publikacji, np. [1].

Jak wspomniano wyżej, holografia umożliwia rozszerzenie zakresu zastosowań optycznych metod wizualizacyjnych opisanych uprzednio. Na rys. 15 przedstawiono schemat zestawu do wizualizacji szybkich przepływów z wykorzystaniem aparatury schlieren w klasycznym układzie Toeplera (linią przerywaną oznaczono dla porównania układ schlieren). Dla dobrego odtworzenia fali przedmiotowej promień odtwarzający musi oświetlać hologram dokładnie tak, jak promień odniesienia użyty przy rejestracji. W zależności od tego, czy przy odtwarzaniu stosuje się nóż optyczny czy nie, rejestruje się obraz schlierenowski lub cieniowy. Przy badaniu nie-



Rys. 15. Układ holograficzny dla przepływów ściśliwych: a) wizualizacja odtworzonego przepływu w układzie schlieren, b) [5]; L — laser, Z — zwierciadło, ZP — zwierciadło półprzepuszczalne, PO — promień odniesienia, S_1 i S_2 — soczewki, O — obiekt, NO — nóż optyczny, SO — soczewka obiektywu, F — film

których zjawisk przepływowych mogą powstać trudności ze względu na zbyt małe gradienty gęstości. W takich przypadkach stosuje się specjalne zabiegi, np. podgrzewanie płynu czy dodawanie roztworu o nieco innym współczynniku załamania światła (np. roztwór soli kuchennej w badaniach w tunelach wodnych).



Rys. 16. Interferogram holograficzny interakcji naddźwiękowego pocisku z falą podmuchu [11]

Interferometria holograficzna

Holografia otworzyła drogę do nowych metod interferometrycznych. Kluczową sprawą jest tu możliwość zapisania na jednym hologramie oddzielnych informacji o dwóch (lub więcej) falach świetlnych i jednoczesnego ich odtwarzania. Odtworzone fale mogą interferować o ile zachowane zostały warunki spójności. Z reguły w interferometrii holograficznej wykorzystuje się dwukrotną ekspozycję na tym samym hologramie. Pierwsze naświetlenie dokonywane jest bez obiektu badanego, co stanowi analogię do promienia odniesienia w interferometrze Macha-Zehndera. Drugie natomiast, z umiejscowionym obiektem, porównywalne jest z promieniem badawczym w tym interferometrze. Stosuje się rów-

Zastosowanie odlewania — droga do obniżki kosztów produkcji silnika T700

W poszukiwaniu możliwości obniżki kosztów produkcji, firma General Electric z pomocą wyspecjalizowanych poddostawców opracowała odlewane wersje wielu zespołów i części silnika T700.

Silnik T700 został skonstruowany na początku lat siedemdziesiątych jako silnik do śmigłowców wojskowych. Ma on mniejsze zużycie paliwa, większą moc jednostkową, jest mniejszy, lżejszy i bardziej niezawodny niż silniki z lat sześćdziesiątych. Opracowano również cywilne wersje tego silnika o oznaczeniu CT7 oraz wersje śmigłowe o tej samej nazwie. Silniki T700/CT7 w zależności od wersji mają moc od 1150 do 1260 kW (od 1560 do 1710 KM), a obecnie przygotowywana jest wersja CT7-6 o mocy 1450 kW (1970 KM) przeznaczona do włosko-brytyjskiego śmigłowca EH101.

Wiele węzłów konstrukcyjnych silnika T700/CT7 składa się z dużej liczby drobnych, pracochłonnych w wykonaniu elementów, które wymagają żmudnego montażu, spawania lub lutowania i długotrwałej kontroli. Mając to na uwadze, w produkcji tego silnika postanowiono rozszerzyć zastosowanie nowoczesnych metod odlewniczych pozwalających na wykonanie nawet bardzo skomplikowanych zespołów jako jednego integralnego odlewu. Poza tym uznano za celowe odlewanie pojedynczych elementów wymagających długotrwałej obróbki mechanicznej oraz zastępowanie jednym odlewem zespołów składających się dotychczas z dwóch i więcej odlewów. Prace nad rozszerzeniem zastosowania odlewania rozpoczęto w 1980 r. Przebiegały one w ten sposób, że firma General Electric zwracała się do różnych wyspecjalizowanych firm odlewniczych z propozycją opracowania odlewów konkretnych zespołów lub części, nie narzucała jednak metody ich wykonania. Do zastosowania na silniku zakwalifikowano takie rozwiązania, które spełniają trzy podstawowe wymagania:

— nowe części powinny być wzajemnie wymienne z dotychczasowymi (nowe odlewy integralne — z odpowiednimi dotychczasowymi zespołami),

— w wyniku omawianych zmian nie powinna wzrosnąć masa silnika,

— zmiany te powinny powodować istotną obniżkę kosztów produkcji.

W wyniku zastosowania tych kryteriów w kilku przypadkach musiano zrezygnować z zastąpienia dotychczasowych zespołów lub części elementami odlewanyymi (dotyczy to m.in. przedniego korpusu silnika). Nowe elementy odlewane będą zastosowane przede wszystkim w stanowiącym wlot silnika korpusie zaworowywacza separatora ciał obcych, w korpusie pośrednim, w korpusie kierowniczym III stopnia turbiny, w korpusie wylotowym oraz jako elementy strukturalne podparcia łożysk. W przypadku korpusu pośredniego jeden odlew zastępuje ok. 200 dotychczasowych części, a w przypadku korpusu zaworowywacza

— ok. 80 części. Niecodziennym przykładem nowego elementu odlewane są tuleje sprężyste podparcia łożysk. Dotychczas były one toczone i frezowane z pełnego wałka. W nowym wykonaniu są odlewane na gotowo przy zachowaniu grubości ścianek rzędu 2,5 mm z tolerancją 0,025 mm.

Ogólnie biorąc, w miejscach, w których łatwo było to osiągnąć, elementy odlewane mają grubość identyczną z dotychczasową, a w pozostałych miejscach — większą. Spowodowany tym przyrost masy jest jednak kompensowany brakiem śrub i kołnierzy. Ważnym problemem jest przy tym dobór materiałów: gdy odlew zastępuje kilka elementów wykonanych z różnych materiałów, trzeba bardzo starannie dobrać materiał, z którego odlew ma być wykonany.

Ostatecznie zdecydowano, że nowe elementy odlewane silnika T700/CT7 będą wprowadzane stopniowo w ciągu najbliższych kilku lat. Zastosowanie elementów odlewanych pozwoli obniżyć cenę silnika o 30 000 dol.

JMR

Nowa wersja samolotu Spartacus

W końcu 1985 r. miał otrzymać certyfikat samolot Spartacus 10 firmy Partenavia (Neapol). Jest to nowa wersja samolotu Spartacus AP.68-300 z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Allison 250 o mocy ok. 260 kW (320 KM), wywodzącego się z rodziny samolotów łokowych P.68. Spartacus 10 ma kadłub przedłużony o 0,65 m i chowane podwozie, co pozwala na zwiększenie liczby pasażerów o dwóch, tj. do 10/11, przy masie startowej większej o 215 kg, bez pogorszenia osiągnięć: prędkość przelotowa wynosi ok. 410 km/h, tj. nawet nieco więcej niż wersji poprzedniej, a pułap, długości startu i lądowania oraz zasięg pozostały nie zmienione. Nowy samolot lata od marca 1985 r. wykazując lepszą stateczność od innych samolotów rodziny P.68.

W. K.

Włoski samolot ultralekki P. 86

Firma Partenavia z Neapolu opracowała tani samolot szkolny P.86 Mosquito, którego prototyp miał być gotowy w końcu 1985 r. Jest to górnopłat z dwoma miejscami obok siebie, o metalowo-laminatowej konstrukcji, napędzany silnikiem łokowym o mocy 55 kW (75 KM). Wg wstępnych danych jego rozpiętość wynosi 9,88 m, długość 6,79 m, wysokość 2,81 m i masa własna ok. 370 kg. Prędkość przelotowa ocenia się na 195 km/h, pułap na 3950 m i zasięg na 700 km.

W. K.

cd. ze s. 20

niez tw. interferometrię w czasie rzeczywistym. Polega ona na pojedynczym naświetleniu hologramu (bez obiektu). Następnie po jego wywołaniu poddaje się go ciąglemu naświetlaniu falą zaburzoną przez obiekt badany, co umożliwia obserwację obrazu interferencyjnego na bieżąco i rejestrację zachodzących zmian. W tunelach aerodynamicznych zaleca się wykonywanie pierwszej ekspozycji podczas przepływu bez modelu. Dzięki temu można skompensować nie tylko wady szkła w oknach, ale także ugięcia wskutek zmiany ciśnienia w przestrzeni pomiarowej tunelu. Zasadniczą różnicą między interferometrią Macha-Zehndera a holograficzną polega na tym, że w pierwszym przypadku promienie są separowane przestrzennie, a w drugim czasowo.

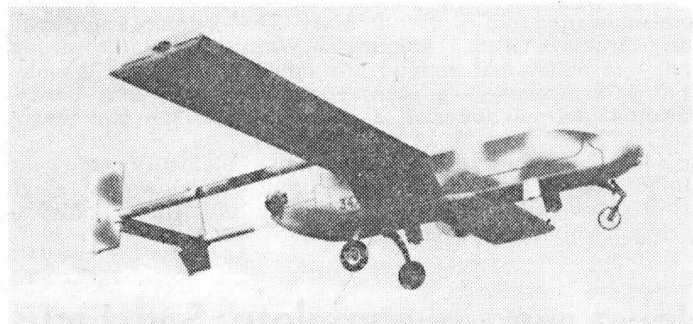
Zestaw optyczny jest taki sam jak w zwykłej holografii. Należy jednak zauważyć, że mamy tu do czynienia z innego rodzaju interferencją. W holografii jest to mikrointerferencja, służąca ugięciu promienia odtwarzającego. W interferometrii holograficznej jest to makrointerferencja, którą można interpretować jako zdudnienie przy jednoczesnej rejestracji dwóch fal. Istotną nowością uzyskaną dzięki holografii jest możliwość badania pól trójwymiarowych. W tym ce-

lu przed obiektem umieszcza się matówkę, której każdy punkt działa jak punktowe źródło światła. Otrzymamy wtedy ciągły obszar promieni świetlnych w różnych kierunkach przechodzących przez obiekt. Odtwarzany obraz może być badany pod różnymi kątami. Ilościowe oszacowania takich pól trójwymiarowych są jednak stosunkowo pracochłonne. Wymagają one albo znajomości geometrii przepływu, albo dużego kąta obserwacji, teoretycznie sięgającego 180° (może on być zmniejszony, jeśli przepływ ma płaszczyzną lub os symetrii). Proponuje się w takich przypadkach jednoczesne wykonywanie kilku hologramów wokół przestrzeni badanej przy użyciu jednego lasera o odpowiednio rozszczepionym promieniu. Interferometria holograficzna umożliwia nawet badanie przepływów w narożach, jedynym wymaganiem jest wykonanie takiego naroża z przezroczystego materiału. Inne przykłady obiektów badanych tą metodą to pole opływu pocisku zakłócone falą podmuchu (rys. 16), nadźwiękowe warstwy przyścienne, nadźwiękowe wloty powietrza, pola temperatur w przezroczystych materiałach, strumienie wpływające do swobodnej przestrzeni itp.

Literaturę zamieścimy w cz. II art.

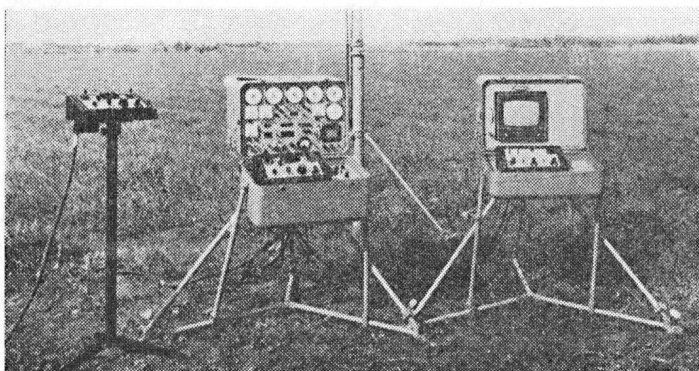
Scout i Mastiff – system mini-samolotów zdalnie pilotowanych do obserwacji pola walki

Na ostatnim Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu koncern izraelski MAZALT Ltd. przedstawił kompleksowy system obserwacji obszaru za pomocą mini-samolotów zdalnie pilotowanych (SZP). System, zaprojektowany głównie na potrzeby wojska, może być również zastosowany w wielu cywilnych dziedzinach życia. Wystawcy reklamowali zastosowanie SZP: do kontroli gazociągów i rurociągów na niedostępnych terenach, patrolowania rzek, obserwacji przemieszczania się zwierząt, obserwacji policyjnej niebezpiecznych przestępców, patrolowania okolic przybrzeżnych platform wiertniczych, a także jako platformę telewizyjną do transmisji imprez sportowych.



Rys. 1. Samolot Scout w locie

W skład systemu SZP wchodzi: mini-samolot zdalnie pilotowany, stacje kontroli główna i przenośna, zestaw odbioru obrazu, urządzenie startowe oraz urządzenia umożliwiające lądowanie samolotu.

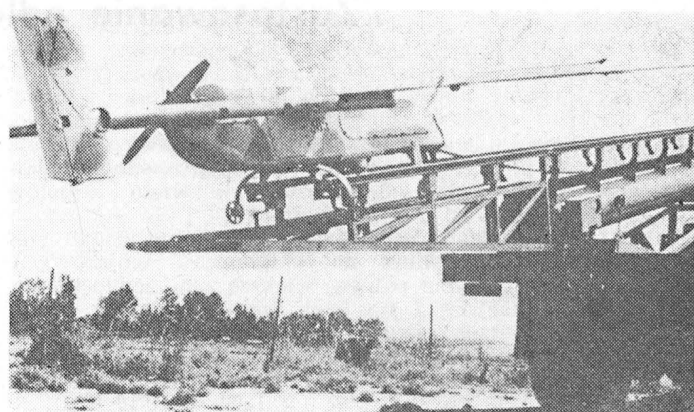


Rys. 2. Przenośna stacja kontroli lotu

Mini-samoloty Scout i Mastiff, będące podstawą systemu SZP, są górnopłatami wykonanymi w większości z materiałów kompozytowych, dzięki czemu są trudno wykrywalne przez radary. Napęd stanowi dwucylindrowy silnik spalinyowy o szacunkowej mocy ok. 9 kW ze stałym dwułopatowym śmigłem pchającym umieszczony w tylnej części kadłuba samolotu. Modułowa budowa umożliwia szybki montaż i demontaż samolotu, który mieści się w niedużej skrzyni. Samolot jest wyposażony w autopilota kontrolującego lot od startu do lądowania z możliwością zaprogramowania specjalnych manewrów w niebezpiecznych fazach lotu, co w znacznym stopniu ułatwia jego pilotowanie z ziemi. Prądnica o mocy ponad 500 W umożliwia zainstalowanie specjalnego wyposażenia jak np.: urządzenia termolokacyjnego do obserwacji w przód (FLIR), elektronicznych środków zakłócających (ECM).

Samolot jest pilotowany z ziemi za pomocą fal radiowych. Stacje kontroli umożliwiają odczyt podstawowych parametrów lotu, obserwację na monitorze obrazu, „widzianego” obiektywem kamery zamontowanej na samolocie, a także określenie położenia samolotu na mapie obserwowanego terenu za pomocą plottera.

Start samolotu odbywać się może z pasa startowego lotniska albo, w przypadku nierówności terenu, ze specjalnej pneumatycznej wyrzutni zamontowanej na dowolnym pojeździe (samochód, transporter, czołg). Lądowanie może się odbywać również niezależnie od warunków terenowych. Jeżeli lądowanie może odbyć się na lotnisku, wówczas samolot



Rys. 3. Stanowisko startowe mini-samolotów

jest sprowadzany do lądowania przez pilota z ziemi, aż do przyziemienia, a następnie, z braku hamulców — jest „łapano” za pomocą specjalnej liny. W przypadku braku terenu do lądowania, samolot może być przechwycony przez specjalną sieć rozpiętą w powietrzu.

Podstawowe dane samolotów Scout i Mastiff

	Scout	Mastiff
Długość	3,68	3,30 m
Rozpiętość	4,96	4,25 m
Wysokość	0,94	0,86 m
Prędkość wznoszenia	4,06	5,07 m/s
Pułap	4,5	3,0 km
Długość trwania lotu	7	7 h
Prędkość przelotowa	170	170 km/h
Prędkość przeciągnięcia	78	78 km/h

Mgr inż. Witold Molicki Dr inż. Zbigniew Paturski

NASA przeprowadza studium budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego

Dyrektor NASA Langley Research Center, Peterson, twierdzi, że obecnie możliwa jest budowa naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, który byłby znacznie ekonomiczniejszy od samolotu projektowanego w latach siedemdziesiątych przez firmę Boeing, jednak koszty jego rozwoju wyniosłyby 1-3 mld dol. Analizy NASA koncentrują się na samolocie o 250 miejscach pasażerskich i prędkości przelotowej $Ma=2,7$. Uwzględniając obecny poziom techniki i rozwijane nowe techniki, Peterson przewiduje, że:

— postęp w dziedzinie napędów lotniczych pozwoli na zmniejszenie zużycia paliwa o ok. 20% (silniki o zmiennym obiegu cieplnym). Liczba części silników będzie zmniejszona o połowę, co znacznie zwiększy stosunek ciągu do masy silnika,

— sterowanie warstwą przyścienną (opływ laminarny), łącznie z innymi udoskonaleniami aerodynamicznymi, umożliwi zwiększenie stosunku wyporu do oporu o 40-60%,

— nowe materiały (organiczne laminaty i nowe stopy metalowe) przyczynią się do zmniejszenia masy startowej i pozwolą na zwiększenie wysokości przelotowej,

— superplastyczne formowanie i dyfuzyjne klejenie metali oraz konstrukcje przekładkowe zwiększą wytrzymałość konstrukcji i jej odporność na wysokie temperatury.

NASA uważa, że wykorzystanie tych możliwości pozwoli na zbudowanie samolotu o masie startowej 145 000 kg, przewożącego 250 pasażerów (samolot projektowany przez firmę Boeing miał masę startową 340 000 kg przy 290 miejscach pasażerskich) z prędkością $Ma=2,7$ i o maksymalnym zasięgu do 15 000 km.

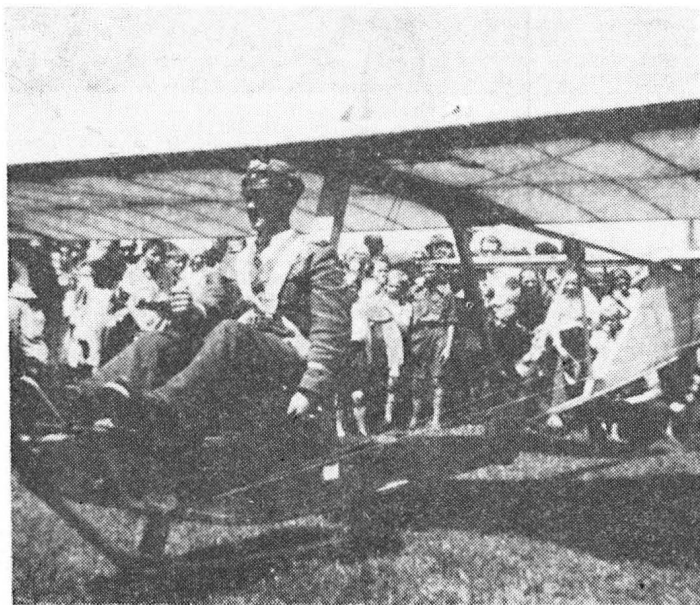
Jednak nie są jeszcze jasne efekty akustyczne fali uderzeniowej, nawet jeżeli jej ciśnienie na ziemi zostanie zmniejszone do 0,069 daN/cm². Specjaliści z British Aerospace twierdzą, opierając się na doświadczeniach z eksploatacji samolotów, Concorde, że również takie natężenie fali uderzeniowej jest dokuczliwe dla mieszkańców.

Szybowce z białą-czerwoną szachownicą

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Jeszcze podczas działań wojennych w 1945 r. grupa entuzjastów lotnictwa w Zagłębiu Dąbrowskim postanowiła restytuować istniejącą do września 1939 r. szkołę szybowcową w Sosnowcu Grodźcu. Ponieważ linia frontu przebiegała wówczas niezbyt daleko na południu, inicjatywa taka mogła być zrealizowana tylko z wiedzą i aprobatą władz wojskowych. Zamiar pokrywał się zresztą z kierunkiem działania wojska, które było zainteresowane naborem młodzieży do szkół lotniczych. Uznano zatem, że szkoła szybowcowa będzie stanowiła właściwą formę eliminacji wstępnej kandydatów na pilotów wojskowych.

Rolę animatora ruchu sportowego w Zagłębiu spełniała wówczas Rejonowa Komenda Uzupelnień w Sosnowcu, która oprócz regulaminowego zakresu działania zajęła się organizacją sportu. Wystarczy wspomnieć, że poprzednik obecnego GKS Zagłębie nosił po wojnie nazwę RKU Sosnowiec. Spełniał przy tym rolę wojskowego klubu sportowego, podobnie jak stołeczny CWKS.



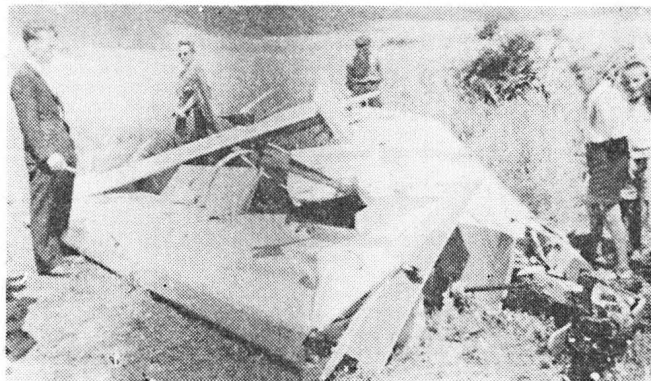
Rys. 1. Na starcie SG-38 z białą-czerwonymi szachownicami. Na siodełku komendant szkoły plut. podch. pil. Stanisław Kwaśniak

Ze szkołą szybowcową sprawy potoczyły się podobnie. Ze względu na kierunek i charakter wychowania potraktowano ją jednak jako jednostkę paramilitarną z komendantem na czele, określonym programem szkolenia, obowiązującą dyscypliną wojskową itd.

W kwietniu 1945 r. zaczęła działać sekcja szybowcowa w Kole Związku Walki Młodych przy Rejonowej Komendzie Uzupelnień. Wkrótce mianowano komendanta szkoły, którym został plut. podch. pil. Stanisław Kwaśniak. W czerwcu zorganizowano ośrodek w Grodźcu. Ogłoszono nabór kandydatów, wyremontowano hangar na wzgórzu Parcina, zgromadzono szybowce i pozyskano instruktora, którym został znany pilot F. Imieliński.

Szkoła była dobrze zagospodarowana. Dysponowała hangarem i zabudowaniami gospodarczymi oraz terenami szybowcowymi na zboczach wzgórz Parcina i Św. Doroty. Na początku lipca szkoła miała pięć szybowców poniemieckich: trzy szkolne SG-38 i dwa treningowe Grunau Baby II. Szybowce oznaczono szachownicami, tak jak wojskowe statki powietrzne. Np. SG-38 miały szachownice rozmieszczone na skrzydłach i na sterze kierunku. Na górnej powierzchni skrzydeł szachownice rozmieszczono asyme-

trycznie, podobnie jak na samolotach przed 1939 r. Szachownice szczególnie efektownie odcinały się na tle ciemnozielonego pokrycia szybowców GB II.

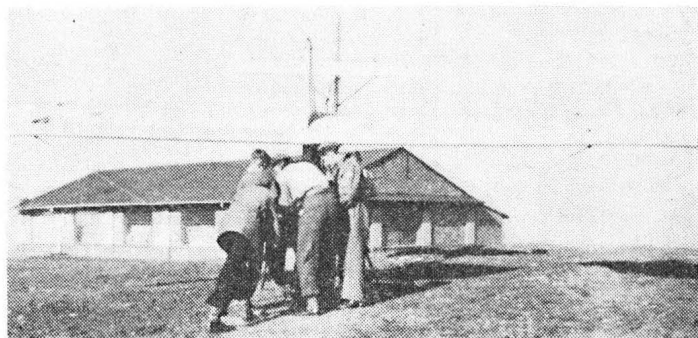


Rys. 2. Ten sam szybowiec po wylądowaniu. Na skrzydłach widoczne są szachownice

Obloty i loty treningowe wykonywano w maju i czerwcu, ale oficjalne otwarcie szybowiska nastąpiło 22 lipca 1945 r. Była to niedziela i na szczycie Parciny zebrała się tłumnie publiczność. Po części oficjalnej i poświęceniu szybowców rozpoczęły się pokazy w locie. Jako pierwszy punktualnie o 12.00 wystartował komendant szkoły plut. podch. pil. Stanisław Kwaśniak (rys. 1). Lot miał niefortunny przebieg. Lądując ze zwisem, pilot znacznie uszkodził szybowiec, chociaż sam wyszedł z niewielką kontuzją (rys. 2). Następne szybowce wykonywały już poprawne loty, lądując na pobliskich polach. Pierwszy po wojnie sezon szybowcowy w Grodźcu został otwarty.

Ośrodek, który legitymował się pieczęcią „Szkoła Szybowcowa ZWM przy RKU w Sosnowcu”, funkcjonował do marca 1946 r., potem został przejęty przez Ministerstwo Komunikacji. Komendanta zastąpiono cywilnym kierownikiem, a szachownice na szybowcach zamalowano (rys. 3).

W całej historii najbardziej interesujące jest utworzenie w 1945 r. paramilitarnej szkoły szybowcowej oraz oznakowanie szybowców tak jak samolotów wojskowych. Był to bodajże jedyny przypadek regularnego rozmieszczenia na szybowcach szachownic jako znaków rozpoznawczych, a nie jako elementów ozdobnych, co było nader częstą praktyką w 1945 r. Ten interesujący, a nieznaný dotychczas fakt uchodził uwadze historyków, chociaż powinien znaleźć miejsce w annałach polskiego lotnictwa.



Rys. 3. SG-38 na chwiejnicy wiosną 1946 r. Na prawym skrzydle widoczna jest zamalowana szachownica. W głębi hangar na szczycie Parciny

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Ekonomiczny samolot dla aeroklubów	Str. 1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Francuska produkcja lotnicza 1984; Smiglowce na świecie	3
J. Blaszczyk: Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych	4
R. Król: Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (I)	7
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (III)	10
KARTOTEKA TLiA: Dätwyler MD-3 Swiss Trainer	11
Rutan Voyager	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (III)	15
W. Kamiński: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (I)	17
NOWOSCI TECHNICZNE: Zastosowanie odlewania — droga do obniżki kosztów produkcji silnika T700	21
Nowa wersja samolotu Spartakus	21
Włoski samolot ultralekki P.86	21
Scout i Mastiff — system mini-samolotów zdalnie pilotowanych do obserwacji pola walki	22
NASA przeprowadza studium budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego	22
A. Morgała: Szybowce z białoczerwona szachownicą (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	23
PROJEKTY: British Aerospace BAe 146-360	II okł.
HAL ALH (Advanced Light Helicopter)	II okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samolot LWS-3 Mewa (I prototyp, III prototyp, I prototyp zmodyfikowany) — rys. K. Cieślak

BLASZCZYK J.: Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych. TLiA, t. XLI, 1986, nr 2, s. 4

Przedstawiono dynamiczny model aproksymujący rzeczywisty, rozgałęziony układ przestrzenny, jakim jest samolot. Przyjęto w nim jednowymiarową dyskretyzację odkształcalnych zespołów konstrukcyjnych przy wykorzystaniu techniki elementów skończonych i metody wielostopniowej syntezy struktury. Wyprowadzono równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów i sztywnych części kadłuba oraz podano warunki sprzęgające te równania. Wyznaczono równanie częstości i wyrażenia określające postać drgań własnych.

KRÓL R.: Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (I). TLiA, t. XLI, 1986, nr 2, s. 7

W artykule podano wartości wymuszeń cieplnych działających na części rakiet i samolotów, które wymagają stosowania materiałów ablacyjnych. Określono zjawisko ablacji, a następnie przytoczono przykłady tworzyw ablacyjnych. Zamieszczono wyniki badań własnych zaproponowanego kompozytu ablacyjnego na osnowie żelaza i miedzi. W części analitycznej przedstawiono sposób obliczeń rozkładu temperatur w ścianie próbki, ciśnienia powodującego przepływ ciekłego metalu w szkielecie i skuteczność pochłaniania ciepła przez kompozyt w procesie ablacji.

KAMIŃSKI W.: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (I). TLiA, t. XLI, 1986, nr 2, s. 17

W artykule omówiono metody wizualizowania: optyczne dla przepływów ściśliwych, znacznikowania dostarczaniem energii dla przepływów gazów rozrzedzonych oraz specjalne. Jest to kontynuacja tematyki wizualizacji przedstawionej w TLiA nr 1, 2/1985.

MORGAŁA A.: Szybowce z białoczerwona szachownicą. TLiA, t. XLI, 1986, nr 2, s. 23

Opisano jedyny znany przypadek w okresie powojennym użytkowania przez polskie lotnictwo wojskowe szybowców noszących wojskowe znaki rozpoznawcze.

CONTENTS

BLASZCZYK J.: Solid-and-beam type model of a deformable aircraft for studies on natural vibrations. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 2, p. 4

A dynamic model being an approximation of a true branched system which, in fact, an aircraft is, has been presented. One-dimensional discretization of deformable structure assemblies has been adopted, with the finite element technique [1, 2] and a method of multistage structure synthesis [6] having been employed. Equations of dynamic equilibrium of deformable assemblies and rigid components of the fuselage have been derived and conjugation conditions for these equations have been given. The frequency equation and formulae to define the natural vibration mode have also been derived.

KRÓL R.: Testing of ablative composites on the Fe-Cu basis (I). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 2, p. 7

Values of heat impacts acting on rocket and aircraft components which require ablative materials to be used, have been specified. The ablation effect has been defined and examples of ablative materials have been given. Results of author's investigations carried out on a proposed ablative composite on the Fe-Cu basis have been included. Methods of analytical determination of the temperature distribution in the wall of a specimen, the pressure which would cause liquid metal to flow in the skeleton and heat absorption efficiency exhibited by the composite during ablation process have been presented in the theoretical part of this article.

KAMIŃSKI W.: Visualization in fluid mechanics. Energetic, optical and special marking methods (I). TLiA, vol. XLI, 1986, No. 2, p. 17

The following visualization methods have been discussed: the optical ones used for flows of compressible media, the methods of marking by energy adding utilized for flows of rarefied gases and special methods. The article is a continuation of discussion of the visualization problems presented in TLiA No. 1 and 2 of 1985.

cd. na III s. okł.

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1268-1300/85. Nakład 6600 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-64.

Cena pojedynczego egz. zł 100.—

Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

JABLONOWSKI H.: Człowiek z latającą maszyną — Tkanka rakowa. Ekspres Reporterów '85. KAW, Warszawa 1985, s. 45-47, cena zł 60.

Nie zdarzyło się chyba dotąd, aby na łamach TLiA ukazało się omówienie reportażu — trafiają tu recenzje zupełnie innych publikacji. Wydaje się, że tym razem warto jednak uczynić wyjątek.

W październiku 1985 r. ukazał się kolejny tomik poczytnej serii KAW — Ekspres Reporterów, zatytułowany „Tkanka rakowa”. Jeden z trzech reportaży „Człowiek z latającą maszyną” H. Jabłonowskiego poświęcony jest Jarosławowi Janowskiemu z Łodzi — do niedawna konstruktorowi amatorowi, a obecnie konstruktorowi lotniczemu wytwórni polonijnej i m. in. twórcy produkowanego przez nią samolotu Marco J-5. Z burzliwej historii zarejestrowania Prąśniczki i losów konstruktora wylania się obraz administracji i przemysłu lotniczego. Autor cytuje „Dziennik budowy” Prąśniczki, sporządzony przez siostrę Jarosława Janowskiego, listy od niego, wypowiedzi przedstawicieli władz lotniczych na łamach prasy, wyjątki z korespondencji konstruktora z IKCSP; rozmawia z dziennikarzami prasy i telewizji, którzy zajmowali się „sprawą Prąśniczki”, gdy była ona aktualna; rozmawia z przedstawicielami przemysłu lotniczego, pod wpływem których w pewnym okresie znalazł się Janowski.

Trzeba też zaznaczyć, że autor nie uszczęplił się, przedstawiając tak bogaty materiał, pewnych błędów i nieścisłości. Nieprawdźwiwe jest np. stwierdzenie, jakoby przed Prąśniczką Jarosława Janowskiego „...wcześniej żadna z konstrukcji amatorskich nie uzyskała oficjalnej rejestracji”. Przedtem otrzymał bowiem certyfikat i został zarejestrowany — bez większych problemów — amatorski samolot Kukulkan, zbudowany w Aeroklubie Leszczyńskim. To, że Kukulkan posłużyła następnie do ucieczki za granicę zaważyło, jak się wydaje — o czym na ogół się nie mówi — na perypetiach bohatera reportażu i jego Prąśniczki oraz zdecydowało o „cieńkiej atmosferze” wokół lotnictwa amatorskiego później — praktycznie do dziś.

To, że Jarosław Janowski w swej lotniczej karierze jest postacią z pogranicza lotnictwa amatorskiego (będąc jednym z jego pionierów w trudnym okresie) oraz „wielkiego” przemysłu lotniczego (z którym zetknął się) i zupełnie u nas nowego „małego” przemysłu lotniczego (który prezentuje obecnie) sprawiło, że w reportażu H. Jabłonowskiego wyróżniają się dwa wątki.

Pierwszy, obszerniejszy — to stosunek

władz lotniczych do lotnictwa amatorskiego na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych. Jakkolwiek nawet obecne wypowiedzi niektórych przedstawicieli nadzoru lotniczego zdają się całą odpowiedzialność za trudności z rejestracją Prąśniczki zrzucić na Janowskiego, przytoczone w reportażu fakty i wypowiedzi świadczą o czymś innym. Wystarczy tu przypomnieć jedno tylko zdanie z przytoczonego fragmentu wywiadu, jakiego udzielił „Ekspresowi Ilustrowanemu” ówczesny kierownik łódzkiego oddziału IKCSP, inż. Dziedzic: „Konstruktorzy amatorzy nie mają szans na wykorzystanie swoich maszyn zgodnie z własnymi planami nawet wówczas, gdy przeprowadzone przez nich próby wypadną pomyślnie” (s. 54). Jak wynika z przeglądu korespondencji i wymiany dokumentów między Janowskim a IKCSP, to właśnie nadzór nie spieszył się z udzielaniem odpowiedzi i zwlekał z załatwieniem spraw, mimo upływu ustawowych terminów: „Ponieważ wszystkie próby nazemne wypadły pomyślnie, IKCSP określił program prób samolotu w locie”. W listopadzie próby te zostały zakończone, IKCSP otrzymał opracowanie wyników, liczące 20 stron.

„Sukces wydawał się wówczas tak bliski. A jednak IKCSP nie podjął rozstrzygającej decyzji w sprawie Prąśniczki przez ponad półtora roku. Nie odpowiedział także dlaczego. Nie udało się znaleźć odpowiedzi na pytanie również dzisiaj”.

Sprawy nabierały innego biegu, gdy interweniował ktoś z bardzo wysoką, np. minister przemysłu maszynowego. Osoby z tego szerebu interesowały się Janowskim i jego Prąśniczką, gdy na ekrany telewizji przebieły się programy ukazujące noszącego konstruktora i jego walkę z biurokracją: „Te audycje — opowiada Janowski — spowodowały, że ktoś z wysokiego szczebla, nie wiem kto i już pewnie nie dowiem się, polecił, aby rzecz zakończyć” (s. 72).

Sympatia opinii publicznej i środków przekazu dla Janowskiego jest dla IKCSP czymś niezrozumiałe oburzającym do dziś. Jak to się jednak stało, że konstruktor, nie mając — zdaniem IKCSP — racji, zyskał tak szerokie poparcie, bo zarówno dziennikarzy, czytelników i telewizorów, jak i wielu ludzi lotnictwa, a wreszcie ministrów, którzy pomogli doprowadzić sprawę do końca, co okazało się jednak możliwe?

Drugi wątek reportażu H. Jabłonowskiego, to obraz maszyny przemysłu lotniczego w tych samych latach i rzeczywistości w nim człowieka niewątpliwie zdolnego i wartościowego. Jakkolwiek z wykształceniem średnim technicznym (wypowiedź

prof. Leszka Dulęby o Janowskim: „On mógłby z niektórych przedmiotów prowadzić zajęcia dla studentów” — s. 62). Słowem, aby przytoczyć określenie płk. A. Misiorka z omawianej publikacji — „...model kariery w ramach istniejących struktur”.

Po latach Jarosław Janowski jest konstruktorem firmy polonijnej Alpha, produkującej jego samoloty Marco J-5 dla granicy, gdzie cieszą się bardzo dobrą opinią (nagrada za najlepszą aerodynamikę na zlocie w Offenburgu w czerwcu 1984, dwie najważniejsze nagrody na zlocie w Venegano w lipcu 1984, uznanie dla jednej z najlepszych konstrukcji na zlocie w Brienne w lipcu 1985...). Autor reportażu rozmawia z dyr. Zbigniewem Pawlakiem, ze współpracy z którym Janowski uprzednio zrezygnował:

— „To jest zmarnowany talent.
— Dlaczego?
— Powinien być poważnym konstruktorem w dużym zakładzie.

— No właśnie, jak to się stało, że nie mogli znaleźć dla siebie miejsca w Instytucie?

— Za szybko poznał swój talent. Stwierdziliśmy, że zdolny, że samouk. Stworzyliśmy mu warunki, aby mógł pracować i odbyć studia. Chcieliśmy, żeby został konstruktorem, a on zrezygnował. Troszeczkę był zmanierowany.

— Czy nie mogliście stworzyć mu specjalnych warunków? W przypadku takiego talentu pomoc w przyszłości mogła pięknie zaowocować.

— Prace wykonuje się dla konkretnego odbiorcy. Nie mogliśmy tworzyć miejsca pracy dla hobbyisty i finansować z kasy państwowej rzeczy, na które nie było zapotrzebowania. A on w Instytucie chciał konstruować swoje samoloty.

— A jednak znalazł się odbiorca tych samolotów. Czy nie widzieliście wtedy możliwości sprzedaży? Czy nie mieliście żadnych zamierzeń wobec „Prąśniczki”?

— Żadnych.
— Toleruje pan autora „Prąśniczki” czy wzbudza w panu agresję?

— Gdyby żył w ubiegłym wieku, to znalazłby dla siebie miejsce.

— Czy uważa pan, że wszystkie pomysły popychające świat do przodu rodzą się wyłącznie w sformalizowanych strukturach? (...) (s. 74-75).

„Dyrektor Pawlak uważa, że zmarnował talent — Janowski próbuje podsumować dotychczasowy dorobek życia. — A gdzie pracując u niego zrobiłbym tyle samolotów przez dziesięć lat? W Instytucie zaprojektowałbym najwyżej koło od podwozia. Przyglądałem się moim kolegom. Pokończyli politechniki, mają dyplomy, ale żadnemu z nich nie udało się zrealizować tego, o czym marzył w dzieciństwie. Zostali znormalizowani, stracili energię na to, żeby się urządzić, przebić i zabrać jej na rzeczy właściwe. A ja buduję samoloty. Robię to, co chciałem” (s. 87).

Pasjonująca momentami lektura z pewnością budzi u różnych osób różne odczucia. A może jednak warto przeczytać, aby zadumać się nieco.

P. G.

cd. ze s. 11

MORGALA A.: Gliders with the white-red chequer. TLiA, vol. XLI, 1986, No. 2, p. 23
The only one known case of using gliders with military identity marks by the Polish Air Force after the World War II has been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

BLASZCZYK J.: Körper- und stabartiges Modell eines verformbaren Flugzeuges für die Eigenschwingungs-Untersuchungen. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 2, S. 4

Das Flugzeug wird als ein dynamisches Modell betrachtet, das durch Approximation eine wirkliche, verzweigte Raumordnung darstellt. Dazu wird eine eindimensionale Digitalmethode für die verformbaren Bauteile bei Anwendung der Technik der endlichen Elemente [1, 2] und der mehrstufigen Struktur-Synthese [6] angenommen. Es werden Gleichungen für das dynamische Gleichgewicht der verformbaren Bauteile und für die starren Rumpfteile aufgestellt sowie Bedingungen für die Verketten dieser Gleichungen angegeben. Ebenso werden die Frequenzgleichung und die Formeln für die Form der Eigenschwingungen ermittelt.

KRÖL R.: Untersuchungen and Ablationslegierungen auf der Basis Fe-Cu (I). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 2, S. 7

In dem Aufsatz werden Werte der Wär-

meeinwirkungen auf die Teile von Raketen u Flugzeugen angeführt, für die Ablationsstoffe verwendet werden. Es wird der Ablationsvorgang bestimmt und es werden Beispiele von Ablationsstoffen erörtert. Für die vorgeschlagene Ablationslegierung auf der Basis Eisen-Kupfer, werden Ergebnisse eigener Untersuchungen angegeben. Der analytische Teil umfasst die Berechnungsmethode der Temperaturverteilung in der Probenwand, des Druckes, der den Durchfluss des flüssigen Metalls im Gerippe bewirkt und die Wirksamkeit der Wärmeaufnahme durch die Legierung während des Ablationsvorganges.

KAMIŃSKI W.: Sichtbarmachung in der Flüssigkeitsmechanik. Energetische, optische und spezielle Markierungsmethoden (I). TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 2, S. 17

In dem Aufsatz werden folgende Methoden zur Sichtbarmachung erörtert: optische Methode für zusammendrückbare Flüssigkeiten, Markierung durch Energiezuführung für den Durchfluss verdünnter Gase sowie spezielle Methoden. Der Aufsatz stellt die Fortsetzung des in TLiA H. 1, 2/1985 behandelten Themas der Sichtbarmachung dar.

MORGALA A.: Segelflugzeuge mit weiss-rotem Kennzeichen. TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 2, S. 23

Es wird der einzige Fall in der Nachkriegszeit beschrieben, bei dem Segelflugzeuge mit militärischen Kennzeichen durch die polnische Militärluftfahrt eingesetzt wurden.

СОДЕРЖАНИЯ

БЛАЩИК Е.: Балочная модель деформируемого самолета для исследования собственных колебаний. TLiA, т. 41, 1986 г., № 2, с. 4

Описана динамическая модель аппроксимирующая реальную, разветвленную пространственную систему, какой является самолет. Принят метод односторонней дискретизации деформируемых элементов конструкции при использовании метода дискретных элементов [1, 2] и метода многостепенного анализа структуры [6]. Приводятся уравнения динамического равновесия деформируемых элементов и жестких частей фюзеляжа и указываются условия сопряжения этих уравнений. Определены уравнение частот и выражения для форм собственных колебаний.

КРУЛЬ Р.: Исследование аблятивных жаростойких композитов на основе Fe-Cu (I) TLiA, т. 41, 1986 г., № 2, с. 7

В статье указаны величины термических нагрузок действующих на элементы ракет и самолетов которые нуждаются в применении аблятивных материалов. **КАМИŃСКИЙ В.:** Визуализация в механике жидкостей. Методы энергетической маркировки, оптические и специальные (I). TLiA, т. 41, 1986 г., № 2, с. 17

В статье описаны методы визуализации: оптические для течений с влиянием сжимаемости, маркировки путем подачи энергии — для разреженных газов и специальные. Это является продолжением темы визуализации, начатой в TLiA, № 1, 2/1985.

МОРГАЛА А.: Пиланеры с бело-красными опознавательными знаками польской военной авиации. TLiA, т. 41, 1986 г., № 2, с. 23

Описан единственный известный случай применения после войны польской военной авиации пиланеров, носящих опознавательные знаки военной авиации.

Samoloty Fokker D-VII

