

TECHNIKA

8'88

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 200.-  
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT  SIGMA

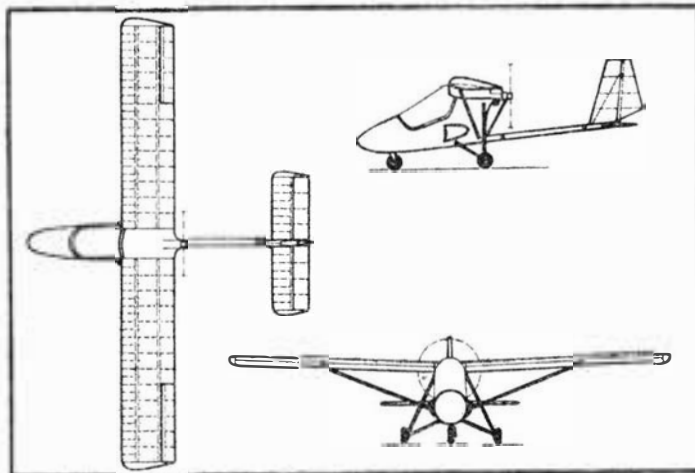
## Kapriz/Rozmar • Czechosłowacja/ZSRR •

### Jednomiejscowy samolot ultralekki

Czechosłowaccy i radzieccy studenci instytutu lotniczego w Kijowie zbudowali jednomiejscowy ultralekki samolot nazwany Kapriz/Rozmar. Samolot ma układ górnopłata z pchającym śmigłem. Struktura płata składa się z metalowego rurowego dźwigara głównego i pomocniczego oraz żeberka z tworzywa piankowego. Pokrycie płata jest laminatowe ze szklaną tkaniną. Podobną konstrukcję ma usterzenie. Kadłub jest wykonany ze standardowych rurek ze stopu aluminium. Kabina pilota z odchylaną do góry osłoną jest wyposażona w busołą, wysokościomierz, wariometr, prędkościomierz, wskaźniki temperatur i prędkości obrotowej silnika i wskaźnik poziomu paliwa oraz w amatorską radiostację. Podwozie — z kołem przednim — ma koła o średnicy 240 mm; koła główne są wyposażone w hamulce i motocyklowe amortyzatory. Do napędu samolotu zastosowano chłodzony wodą silnik Wichr 30 o mocy 22 kW (30 KM) z drewnianym stałym śmigłem o średnicy 1,30 m. Jest przewidziany również nowy czechosłowacki silnik M-30.

### Dane techniczne

Rozpiętość	7,70 m
Długość	4,80 m
Wysokość	1,95 m
Powierzchnia nośna	6,55 m <sup>2</sup>
Masa własna	130 kg
Masa startowa maks.	235 kg
Prędkość dopuszczalna maks.	197 km/h
Prędkość maks.	140 km/h
Prędkość przelotowa	100 km/h
Prędkość startu	64 km/h
Prędkość lądowania	59 km/h
Zasięg	200 ÷ 220 km

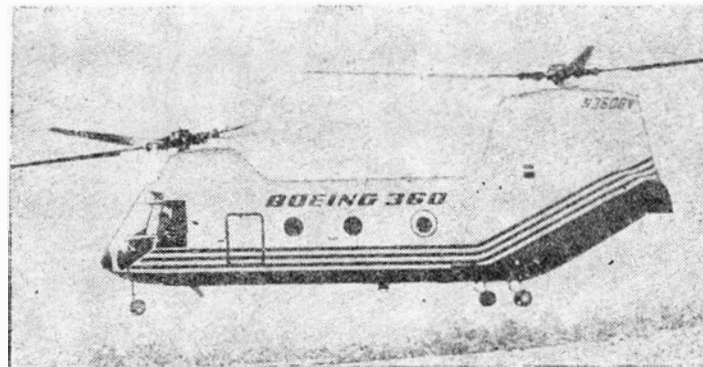


W.K.

## Boeing Helicopter Model 360 • USA •

### Dwusilnikowy śmigłowiec transportowy z wirnikami w układzie tandem

Firma Boeing Helicopter Co., która powstała w 1987 r. w wyniku reorganizacji wytwórni Boeing Vertol Co., kontynuuje rozpoczęte przed dwoma laty prace nad śmigłowcem Model 360. Przypomina on wielkością i układem śmigłowca UH-46 Sea Knight, lecz w jego konstrukcji zastosowano tworzywa zbrojone. Kadłub ma strukturę z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym i jest pokryty prze-

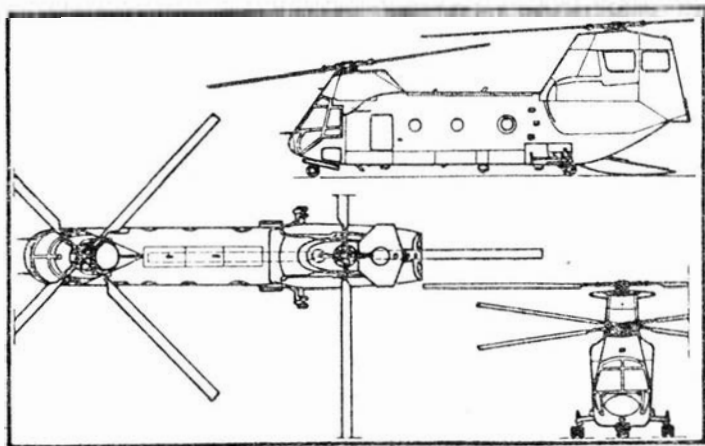


kładkowymi panelami z kevlaru z rdzeniem komórkowym typu nomex. Poszczególne części są ze sobą klejone lub łączone śrubami. Wirniki nośne o przeciwnych kierunkach obrotu mają cztery laminatowe łopaty i są wzajemnie połączone za pomocą wałów napędowych. Napęd śmigłowca stanowią dwa — zabudowane obok siebie w ogonowej części kadłuba — silniki Avco Lycoming AL-5512 o mocy 3132 kW (4255 KM). Podwozie — z kołem przednim — jest chowane. Śmigłowiec wystartował do pierwszego lotu 10 czerwca 1987 r. i do końca ub.r. wylatał 100 h.

### Dane techniczne

Średnica wirników	15,22 m
Długość kadłuba	15,54 m
Wysokość	5,91 m
Masa startowa	13 834 kg
Prędkość przelotowa	370 km/h

W.K.





# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII SIERPIEŃ 1988

## Czym zastąpić An-24

Dr inż. MIROSLAW OSTAPKOWICZ  
Urząd Postępu Technicznego i Wdrożeń

Rolę samolotu krótkiego zasięgu spełniają u nas dotychczas samoloty An-24, zabierające na pokład 44÷55 pasażerów. Nie jest tajemnicą, że te bardzo już zużyte samoloty (w PLL LOT używane od 1966 r.) mają przed sobą niewiele godzin do wylatania i w czasie najbliższych paru lat będą musiały być wycofane z eksploatacji.

Czy na ich miejsce powinniśmy wprowadzić nowe samoloty, aby nie ograniczyć lub nie zawiesić linii krajowych? W warunkach szybkiej komunikacji trakcyjnej, a taką już mamy na trasach PKP z Warszawy do Katowic, Krakowa, Gdańska i Poznania, można się zastanawiać, czy podróż samolotem przy uwzględnieniu dojazdu na lotnisko, odprawy pasażerów i dojazdu do miasta trwa krócej niż pociągiem. Na pozostałych jednak trasach (np. z Krakowa, Katowic i Rzeszowa do Szczecina, Koszalina i Gdańska), samolot bez wątpienia jest szybszym środkiem komunikacji, choć nie oznacza to wcale, że jest przez to środkiem lepszym. Nie wdając się jednak w zawiłości uwarunkowań tego określenia przyłączam się do tych, którzy widzą sens utrzymania komunikacji lokalnej w naszym kraju.

Samolotów An-24 nie zastąpią na pewno produkowane przez WSK PZL-Mielec samoloty An-28 zabierające 17 pasażerów, mające prędkość przelotową 335 km/h i zasięg przy pełnym obciążeniu 560 km. Kiedy w Związku Radzieckim opracowano ten samolot (oblot prototypu przeprowadzono we wrześniu 1969 r.) panował na świecie pogląd, że najbardziej pożądany jest samolot o pojemności do 20 miejsc, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi o mocy nie przekraczającej 1000 kW każdy, mający zasięg przy pełnym obciążeniu do 450 km.

Zapotrzebowanie na takie samoloty było jeszcze do połowy lat 70. Później jednak coraz większe zainteresowanie zaczęły wzbudzać samoloty o większej pojemności (podstawowe kryterium podziału samolotów komunikacji lokalnej). Można więc było przewidzieć, że rozpoczęcie produkcji samolotów An-28 w naszym kraju dopiero w 1986 r. nie może wychodzić na przeciw potrzebom naszego lotnictwa krajowego (oddzielnym zagadnieniem jest produkcja eksportowa).

Sprawa wyposażenia PLL LOT w samoloty krótkiego zasięgu nadal jest otwarta. Produkcji nowoczesnych samolotów własnej konstrukcji nie jesteśmy w stanie podjąć w ciągu najbliższych kilkunastu lat, gdyż cykl rozwoju samolotu pasażerskiego tej klasy trwa około 8÷12 lat i nie został jeszcze rozpoczęty. Należy przypuszczać, że z różnych względów, w tym również z braku dostatecznego doświadczenia w projektowaniu i produkcji samolotów pasażerskich, nasz przemysł lotniczy nie zdecyduje się na rozpoczęcie tego cyklu również w najbliższym czasie, mimo że jest to produkcja bardzo opłacalna (ceny światowe w przeliczeniu na 1 kg konstrukcji samolotu krótkiego zasięgu wynoszą obecnie ok. 400 dol. US).

W tej sytuacji pozostaje zakup samolotów czy licencji na ich produkcję lub ich wydzierżawienie. Przy zakupie licencji nasz przemysł lotniczy mógłby zdobywać dalsze doświadczenia w produkcji samolotów pasażerskich. Są jednak i mankamenty m.in. to, że podjęcie produkcji licencyjnej wydłuży czas wprowadzenia samolotu do eksploatacji.

W krajach RWPG wdrożenia licencji na produkcję angielskiego samolotu krótkiego zasięgu Rombac 111 podjęła się Rumunia. Natomiast Czechosłowacja i ZSRR podjęły się opracowania własnych konstrukcji. Czechosłowacka wytwórnia Let rozpoczęła produkcję 15-miejscowych samolotów L-410 już na początku lat 70. Pracując cały czas nad ich rozwojem, firma ta przygotowuje obecnie do wdrożenia nowy 40-miejscowy samolot L-610 o prędkości przelotowej 490 km/h i zasięgu przy pełnym obciążeniu 960 km. Samolot ten ma być wprowadzony do eksploatacji w 1990 r. Konkurencyjny dla niego będzie 60-miejscowy samolot radziecki Il-114 o prędkości przelotowej 500 km/h i zasięgu przy pełnym obciążeniu 1000 km. Jego wprowadzenie do eksploatacji jest przewidziane w pierwszej połowie lat dziewięćdziesiątych.

Największe doświadczenie w budowie samolotów krótkiego zasięgu z firm europejskich mają przedsiębiorstwa Wielkiej Brytanii i Holandii. Liczą się także: Szwecja, Włochy i Hiszpania. Hiszpania opiera się na doświadczeniu zdobytym przy produkcji samolotów transportowych C.212-200 Aviocar. Z krajów pozaeuropejskich liczą się przede wszystkim: USA i Kanada.

Przy wyborze oferty na zakup samolotów komunikacji lokalnej wg amerykańskiej firmy lotniczej Fairchild warto stosować 10 kryteriów. Ich zestaw w kolejności ważności przedstawia się następująco: pojemność (liczba miejsc), zużycie paliwa, jakość wyrobu, technologia produkcji, cena, warunki obsługi po sprzedaży, stopień unifikacji z posiadanym parkiem samolotowym, parametry i właściwości silników, czas dostawy i warunki finansowe. W kryteriach tych nie wymieniono, poza pojemnością, innych podstawowych parametrów samolotu zakładając, że muszą one zawierać się w przedziałach wartości z prognoz światowych do 2000 r.

Przy zakupie samolotu należy brać pod uwagę wszystkich: USA i Kanada.

Przy zakupie samolotu należy brać pod uwagę wszystkich: USA i Kanada.

cd. na s. 2

TABLICA 1. Samoloty pasażerskie krótkiego zasięgu

Nazwa	Kraj	Wprowadzenie do eksploatacji	Pojemność (miejsca pasaż.)	Napęd, kW	Prędkość przelotowa, km/h	Zasięg, km	Rozbieg, m	Rozpiętość, m	Masa startowa, kg
An-24W	ZSRR	9.1963	44÷55	2 AI-24 à 1654	450	650	600	29,2	21 000
Fokker F.27-500									
Friendship	Holandia	1967	52	2 Dart à 1956	480	1740	990	29,0	20 410
Let L-610	CSRS	1990	40	2 M602 à 1358	490	870	370	25,6	14 000
CN-325	Hiszpania	12.1986	40÷45	2 CT7-9 à 1305	445	385	554	25,8	14 400
ATR-42	Francja	12.1985	42÷49	2 PW120 à 1342	495	1660	960	24,6	16 150
DHC Dash 8-300	Kanada	9.1988	50÷56	2 PW123 à 1775	526	1480	823	27,4	18 640
BAC ATP	W. Brytania	1987	64÷72	2 PW124 à 1790	492	1065	1100	27,0	22 450
ATR-72	Francja	6.1989	64÷74	2 PW121 à 1790	530	1195	1070	24,6	21 500
Fokker F.50	Holandia	1987	50÷60	2 PW125 à 1678	522	1000	990	29,0	18 990
Il-114	ZSRR	1993	60	2 TWD à 1860	500	1000	1000	30,0	20 250



## AUSTRALIA

● Mechanicy pokładowi linii lotniczych Ansett są za tym, by samoloty A.320 — zamówione przez tego przewoźnika — były pilotowane przez trzech, a nie dwóch członków załogi. (A. et C. 1182)



## CHINY

● W ramach umowy kooperacyjnej zakłady Xian Aircraft Company (XAC) produkują stery kierunku do Boeingów 737-300 i -400. (A. et C. 1182)

● Dla szkoły lotniczej Chińskiego Zarządu Lotnictwa Cywilnego (CAAC) kupiono 28 francuskich samolotów turystycznych SOCATA TB.20 Trinidad. Są przeznaczone dla centrum szkolenia pilotów linii lotniczych w Szengaju. (A. et C. 1183)

● W myśliwcach F-8 będą instalowane centrale bezwładnościowe LN-39 — takie jak w samolotach General Dynamics F-16. (A. et C. 1181)



## FRANCJA

● Wśród samolotów komunikacji lokalnej nowej generacji największym powodzeniem

cieszy się francusko-włoski ATR-42: do marca 1988 r. sprzedano 248 samolotów 35 użytkownikom. (A. et C. 1180)

● Wytwórnia Avions Pierre Robin zamierza rozwinąć czteromiejscową wersję swego lekkiego szkolnego samolotu ATL, przeznaczonego dla aeroklubów. Samolot ma być napędzany silnikiem o mocy 88 kW (120 KM), którego typu nie sprecyzowano. Oblot samolotu ATL II jest planowany na 1989 r. Obecnie ATL jest napędzany dwusuwowym silnikiem JPX o mocy 44 kW (60 KM), a dla wersji turystycznej (ATL Club) przewiduje się silnik JPX o mocy 55/59 kW (75/80 KM); zapowiadano też prezentację tej wersji z silnikiem Limbach o mocy 51 kW. (A. et C. 1183)



## GRECJA

● Wzorując się na mitycznym przelocie Daedala, 23 kwietnia 1988 r. ustanowiono kolejny rekord odległości dla miłośników. Grecki kolarz Kanellos Kanellopoulos przeleciał 119 km w 3 godziny i 54 minuty na miśniolocie Daedalus 88, skonstruowanym przez pracowników naukowych i studentów instytutu technologicznego MIT w Massachusetts (USA). Przy konstrukcji i projektowaniu współpracowało wiele wyspecjalizowanych firm, a głównym sponsorem był United Technologies. Start miśniolotu nastąpił z Heraklionu na północnym wybrzeżu Krety, lądowanie zaś — w Morzu Kreteńskim, tuż przed wyspą



## HOLANDIA

● Zachód zaczyna czerpać z naszych doświadczeń: dosławy samolotów Fokker 100 dla holenderskich linii lotniczych KLM rozpoczną się pięć miesięcy później niż planowano. Przyczyna — problemy z... kooperantami (m.in. z firmą Dunlopp, która dostarcza pneumatyki). (A. et C. 1175)



## INDIE

● Poinformowano, że pierwszy z sześciu prototypów lekkiego myśliwca własnej konstrukcji LCA rozpoczną próby w locie w 1991 r. (A. et C. 1175)

cd. ze s. 1

kie oferty, ale wybrać trzeba tylko te samoloty, które zostały specjalnie opracowane na potrzeby komunikacji lokalnej (w naszym przypadku komunikacji krajowej). Są to samoloty: CN-235 hiszpańskiej firmy CASA i indonezyjskiej IPTN, Dash 8-300 kanadyjskiej firmy De Havilland i ATR-42 francuskiej firmy Aerospatiale i włoskiej Aeritalia. Wspólnymi cechami tych samolotów są: trójkołowe podwozie chowane w locie, cyfrowy system sterowania lotem, zastosowanie kompozytów przy budowie skrzydła, kadłuba, usterzenia, klap, lotek i śmigła, komfortowe kabiny, ekonomiczne silniki.

Należy przypuszczać, że w związku z naszymi możliwościami płatniczymi większą wagę (niż wynikałoby to

z ważności przedstawionych wcześniej kryteriów wyboru oferty zakupu samolotów) w negocjacjach będziemy przykładać do warunków finansowych i wynikających z nich możliwości spłaty zakupionych samolotów wyrobami kooperacyjnymi.

Do współpracy kooperacyjnej nasz przemysł jest w pełni przygotowany. Nasze zakłady lotnicze mogłyby podjąć produkcję części płatowcowych, m.in.: elementów lub części zewnętrznych skrzydeł, fragmentów kadłuba, usterzenia, przekładkowych elementów klejonych, elementów ruchomych itp. Urzeczywistnienie tych możliwości przy okazji zakupu samolotów jest chyba realne również dlatego, że nasze zakłady należą do wytwórców nie tylko tanich, ale i solidnych.

## OD REDAKCJI

Zamieszczone powyżej refleksje dr. inż. M. Ostapkowicza można trochę rozszerzyć. Przede wszystkim trzeba zdawać sobie sprawę, że zlikwidowanie krajowych lotów pasażerskich do któregoś z portów lotniczych jest z reguły nie przerwą okresową, lecz likwidacją zupełną. Dlaczego? Następuje wówczas rozproszenie kadry, pozbycie się pomieszczeń, likwidacja wyposażenia i urządzeń. Natomiast późniejsza próba wznowienia komunikacji z danym miastem jest już inwestycją: trzeba wyszkolić ludzi, wybudować pomieszczenia, zakupić wyposażenie. Są to więc decyzje o skutkach na wiele lat.

Następna sprawa to ewentualni następcy An-24. Istnieje kilka możliwości rozwiązania tego problemu. Warto zakupić samoloty, które rzeczywiście będą spełniać wymagania techniczne i ekonomiczne, a cena i warunki zapłaty będą dla nas realne. Lecz co zrobić, jeżeli zakup będzie możliwy dopiero w kilka lat po kasacji samolotów An-24? Wyjść może być kilka. Jest realny zakup samolotów na Zachodzie w wyniku kooperacji przemysłowej. W wypadku trudności w zrealizowaniu go pozostaje szansa wynajęcia używanych samolotów spłacanych również kooperacją przemysłową. Gdy zachodnioeuropejskie wytwórnie chcą sprzedać przewoźnikom lotniczym nowe typy samolotów, często pomagają

ją w ulokowaniu starego sprzętu w innych przedsiębiorstwach przewoźnych. Do wydzierżawienia najbardziej nadają się samoloty Fokker F.27-500 Friendship.

Następnym zagadnieniem jest pojemność następcy An-24. Rozwój komunikacji bliskiego zasięgu na świecie wykazuje, że w latach dziewięćdziesiątych będą w użyciu przede wszystkim samoloty 50÷60-miejscowe. Dlatego wydaje się, że 40-miejscowe L-610 i CN-235 będą za małe. Z tego też względu rozpatrując typy samolotów, które mogłyby interesować naszą komunikację lotniczą, należy zwrócić uwagę także na ATP, Fokkera F.50 i ATR-72. ATP i F.50 mają tę przewagę nad Dash 8-300, że są w użyciu od 1987 r., zaś Dash 8-300 będzie dostarczany od jesieni br. Natomiast ATR-72 ma wejść na linie dopiero w połowie 1989 r. Trzeba jednak pamiętać, że rozpatrzenie całości problemu, przeprowadzenie rozmów, zawarcie umów itp. to nie sprawa kilku miesięcy, lecz co najmniej roku.

TABLICA 2. Samoloty komunikacji krajowej LOT-u i zapotrzebowanie na nie

Typ	1966	1969	1973	1974	1987	1988	1989	1990	1991	1992	1993	1994	1995
An-24	10	13	15	17	16	12	11	6	3	—	—	—	—
Inny <sup>1)</sup>	—	—	—	—	—	—	5	10	14	16	16	16	8

<sup>1)</sup> Wydzierżawiony, zakupiony lub licencyjny

# Ocena szybowców i motoszybowców

Współczynniki handicapowe  
ustalane przez Aeroklub RFN  
na zawody w 1988 r.

## STATYSTYKA LOTNICZA



Klasa otwarta	Współczynnik	Mosquito	108	ASK 21	96
Nimbus 3/25,5 m	126	PIK 20 D	108	G 102 Club III i IIIb	96
ASW 22B/25 m	126	SB 11	108	Sports-Vega	96
Nimbus 3/24,5 m	124	Speed Astir	108	ASK 23	96
ASW 22/24 m	124	Glasflügel 304	108	Foka 5	94
ASH 25	124	PIK 20 E	108	Zugvogel IIIb	94
Nimbus 3-D	124	DG-400	108	SFH 34	94
AS 22-2	124	LS 2	104	Globetrotter	94
Nimbus 3/22,9 m	120	<b>Klasa standard</b>		IS 28 B 2	94
ASW 22/22 m	120	LS 4	104	ASK 18	92
Glasflügel 604/24 m	120	Falcon	104	Foka 4	92
SB 10/26 m	118	DG-300	104	Phoenix	92
ASW 17	116	LS 3 Std.	104	Salto H 101/i3 m	92
Jantar 2	116	Jantar Std. 3	104	SF 30	92
Jantar 2B	116	SB 12	104	SB 5 E	92
Glasflügel 604	116	Discus a i b	104	Zugvogel III a	92
Kestrel 22 m	116	ASW 24	104	Geier	92
Nimbus 2	116	LS 7	104	Puchacz	92
Nimbus 2b	116	Pegase D	104	SF 27 B	92
Nimbus 2c	116	DG 300 Club	103	Ka 6 E	90
LS 5	116	<b>Klasa standard/dub.</b>		SB 5 a	90
ASW 12	114	ASW 19	102	SB 5 b	90
Jantar 19 m	114	DG-100	102	SF 27 a	90
Kestrel 19 m	114	Cirrus 75	102	SIE 3	90
SB 9	114	Std.-Cirrus	102	Std.-Austria	90
FS 29	114	Hornet	102	Bergfalke IV	88
Ventus 17,6 m	114	Jantar Std. (prócz wersji 3)	102	Dart 15	88
ASW 20B 1 C/i6,6 m	112	LS 1-F	102	Ka 10	88
Ventus a.b/16,6 m	112	G 102 Std. 3	102	Vasama	88
ASW 20/16,5 m	110	D 38	102	Zugvogel IV	88
(oprócz wersji 20B 1 C)	110	Pegase A+B	102	Pilatus B 4 (z chow. podw.)	88
DG-200/17 m	110	ASW 15	100	Ka 6 (prócz Ka 6 E)	86
Kestrel 17 m	110	Astir CS	100	Pilatus B 4 (ze stałym podwoziem)	86
LS 3/17 m	110	Cobra 15 m	100	Condor IV	86
DG-202/17 m	110	Elfe S 4 D	100	Kranich III	86
Glasflügel 402/17 m	110	Std.-Libelle	100	SF 26	86
DG-400/17 m	110	LS 1-0	100	Zugvogel II	86
Diamant 16 m	108	LS 1 C i D	100	LCF II	86
Janus C 20 m	108	Phöbus E	100	G 109	84
Mü 27	108	FVA 20	100	H 36 Dimona	84
SB 8	108	PIK 20 F	100	SF 36	84
FK-3	106	D 39 B	100	ASK 14	84
Diamant 16,5 m	104	ASW 19 Club	100	MS 100	84
Mü 26	104	DG-100 Club	100	Pirat	84
LS 12	104	Mistral C	100	Sagitta	84
Janus B 18 m	104	DG-101 Club	100	SF 25 E	84
Callf	104	<b>Klasa klub.</b>		SF 28	84
Cirrus 18 m	104	LSD-Ornith	102	RF 5 B	84
Cirrus 17 m	103	FS 31	102	ASK 16	84
Cobra 17 m	103	PIK 20 F Club	98	ASK 13	82
Phöbus C	103	Club Astir II	98	Bergfalke III	82
Std.-Cirrus 16 m	103	Salto 15 m	98	Ka 7	82
Std.-Libelle 17 m	103	IS 29	98	Bocian	82
D 37	103	Lo 150	98	L-Spatz III	80
<b>Klasa zawodnicza (15 m — FAI)</b>		SHK	98	Bergfalke II	80
ASW 20 B i C	110	Elfe S 4 D (ze stałym podwoziem)	98	Blanik	80
Ventus a,b	110	Twin Astir	98	Ka 2 B	80
LS 6	110	(z chowanym podwoziem)	98	SF 25 A	80
ASW 20 (prócz wersji 20 B i C)	108	Mü 22b	98	SF 25 B	80
DG-200	108	Twin Astir (ze stałym podwoziem)	96	SF 25 C	80
DG-202	108	G 103 Twin II	96	Ka 8	76
Libelle H 301	108	Club-(Jeans)-Astir	96	Spatz (prócz L-Spatz III)	76
LS 3	108	Club-Libelle	96	Mü 17	76
LS 3-a	108	FS 25	96	Grunau Baby II B	60
Mini-Nimbus	108	Phöbus A	96		

Źródło: Der Adler 3/88, 119

A.W.

MAU H.-J.: Tschechoslovakische Flugzeuge.  
Transpress, Berlin 1987, s. 192, cena 1200 zł

Książki mające przegląd konstrukcji lotniczych jednego kraju są bardzo poszukiwane. Omawiana książka zawiera na wstępie dzieje czechosłowackiego przemysłu lotniczego oraz krótkie dzieje rozwoju osiągnięć czechosłowackiego lotnictwa sportowego, komunikacji lotniczej i lotnictwa wojskowego. Główną część książki stanowią opisy samolotów. Na początku książki znajdujemy osiem barwnych tablic z sylwetkami samolotów produkowanych w Czechosłowacji. Dobór tych ilustracji jest dość przypadkowy, zaś niewątpliwie razi zamieszczenie na jednej stronie różnej wielkości sylwetek samolotów o niemal identycznych wymiarach (Z-42, Z-43, Z-142). Dość niewygodny w korzystaniu jest przegląd typów o charakterze spisu. Czytelniejsza byłaby tabela. Opisy samolotów są ilustrowane dużymi rysunkami. Niestety niektóre z nich, jak na przykład Z-42, czy Z-43 (na str. 107 i 123) zbyt poważnie różnią się od wyglądu samolotów seryjnych, by uznać je za prawidłowe. Dobór opisanych typów jest dość przypadkowy, nie

są to samoloty, których zbudowano najwięcej. Na końcu książki zamieszczono wykazy oznaczeń, znaków rozpoznawczych i godeł.

Choć sam pomysł takiej książki jest słuszny, jednak niebada i mało fachowej realizacja czyni zeń pozycję, która nie wzbudza zaufania co do rzetelności zamieszczonych informacji.

A.G.

KORRELL P.: TB-3, Die Geschichte eines Bombers. Transpress, Berlin 1987, s. 188, cena 1200 zł

Czterosilnikowy, metalowy bombowiec TB-3, konstrukcji A. Tupolewa powstał w 1930 r. Był to pierwszy raźniejszy, ciężki bombowiec zabierający duży ładunek bomb. Prototyp nosił oznaczenie ANT-6. Samolot wszedł do produkcji w 1932 r. i był bu-

dowany w kilku kolejnych wersjach, z różnymi typami silników. Samolotów TB-3 zbudowano ok. 400 szt. Samolot miał, w zależności od wersji, 39,5÷41,8 m długości, a masę startową 17÷18 t. W lotnictwie cywilnym była używana wersja G-2. Samolot był znany z lotów polarnych, lotów rekoradowych, przelotów grupowych do Paryża, Rzymu i Warszawy (w 1933 r.) oraz prób (o symbolu Zwienio) wynoszenia w powietrze na skrzydłach i pod skrzydłami i kadłubem nawet pięciu samolotów myśliwskich.

Książka o TB-3, w albumowym formacie, jest bogato ilustrowana. Zawiera ok. 150 fotografii, 21 barwnych plansz z rzutami poszczególnych wersji oraz rysunki perspektywiczne rozwiązań konstrukcyjnych. Jest to interesująca monografia samolotu.

A.G.

# Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.

Mgr inż. JANUSZ FERLIŃSKI

Ukształtowany w ostatnich latach podział lądowych samolotów wojskowych ma w miarę ustalone nazewnictwo, nie zawsze jednak spójne ze stosowanym w Polsce, obecnie już niekiedy zdecydowanie przestarzałym wobec zmiany zakresu zadań i ich podziału, a zarazem przydziału poszczególnej rodzinie rodzajom samolotów. Zgodnie z dość precyzyjnym podziałem przyjętym na Zachodzie [1] rozróżnia się obecnie następujące rodzaje omawianych samolotów:

— myśliwskie przechwytyjące, przeznaczone głównie do uzyskania panowania w powietrzu,

— myśliwsko-szturmowe, zwane niekiedy myśliwcami pola walki lub myśliwcami taktycznymi, przeznaczone głównie do osłony i bezpośredniego wsparcia własnych wojsk na polu walki,

— szturmowe, przeznaczone głównie do bezpośredniego wsparcia własnych wojsk na polu walki,

— bombowe, obecnie obejmujące głównie samoloty bombowe strategiczne,

— specjalnego przeznaczenia, obejmujące łącznie samoloty przeznaczone do: wczesnego ostrzegania, rozpoznania morskiego oraz zwalczania okrętów nawodnych i (lub) podwodnych oraz walki elektronicznej,

— transportowe dalekiego zasięgu (o zasięgu z zasady przekraczającym 4500 km i zabieranym ładunku użytecznym na ogół znacznie większym od 8000 kg),

— transportu taktycznego (o zasięgu nie przekraczającym na ogół 4000 km i zabieranym ładunku użytecznym z zasady poniżej 8000 kg),

— transportowe ogólnego przeznaczenia, obecnie niemal wyłącznie z napędem turbośmigłowym (o zasięgu na ogół znacznie mniejszym od 2500 km i zabieranym ładunku użytecznym z zasady nie przekraczającym 3000 kg),

— do szkolenia zaawansowanego (z pochodnymi wersjami lub wariantami — tzw. lekkimi szturmowcami),

— do szkolenia podstawowego.

Należy tu dodać, że zwłaszcza w odniesieniu do samolotów myśliwskich przechwytyjących, myśliwsko-szturmowych i szturmowych:

— w Polsce stosuje się na ogół nazwę samoloty myśliwskie łącznie dla samolotów myśliwskich przechwytyjących i myśliwsko-szturmowych, natomiast nazwę myśliwsko-bombowe dla samolotów szturmowych, ale także niekiedy dla myśliwsko-szturmowych,

— w wielu krajach faktyczne wykorzystywanie danego typu samolotu nie zawsze jest zgodne z przeznaczeniem odpowiadającym rodzajowi przewidzianemu przez wytwórnice.

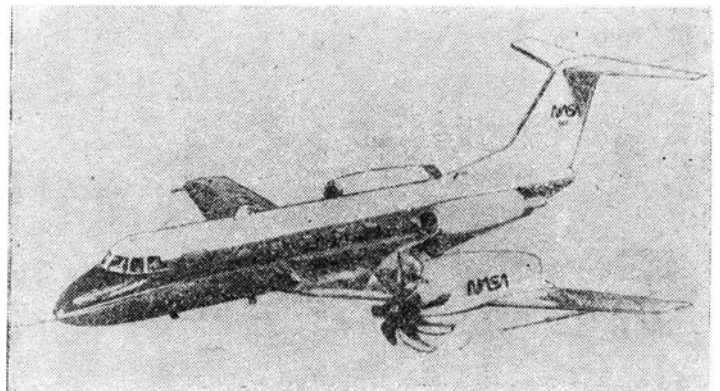
Mimo utrzymywania się (poza dwoma wielkimi mocarstwami z tendencją do zanikania) podziału samolotów na myśliwskie przechwytyjące i myśliwsko-szturmowe, wśród obecnie produkowanych przeważają typy klasyfikowane tylko do tego ostatniego rodzaju, przy ewentualnym występowaniu dwóch wersji lub części wariantów służących do realizowania tych dwóch odmiennych zadań, zresztą z punktu widzenia płatowca nie różniących się istotnie.

Konsekwentnie zanikają też stopniowo (znową poza dwoma mocarstwami) wyspecjalizowane, wyłącznie szturmowe typy samolotów. Mimo bowiem odmiennych wymagań stawianych samolotom np. przechwytyjącym i szturmowym, względy finansowe powodują, że zwłaszcza mniejsze państwa decydują się na zakup wielozadaniowych i (lub) wielowariantowych typów samolotów; kosztem nieco gorszych efektów końcowych (z punktu widzenia określonych zastosowań) uzyskuje się jednak obniżenie ceny samolotu i kosztów jego eksploatacji. Z tych samych względów niemal z zasady nowe typy samolotów przeznaczonych do zaawansowanego szkolenia mają od razu przewidziane wersje lub warianty lekkie szturmowe. Uzyskuje się w ten sposób stosunkowo tanie, lekkie samoloty szturmowe i nawet niezależnie od rozwiązania w przyszłości dylematu: czy lepiej mieć dużo nieco gorszych, czy mniej, ale lepszych samolotów szturmowych, trend wykorzystywania „gotowych” zbudowanych do zaawansowanego szkolenia samolotów jako lekkich szturmowców z pewnością utrzyma się w rozpatrywanym czasie.

## Problemy koprodukcji, kooperacji i modernizacji

O ile kooperacja w budowie nowego typu samolotu wojskowego jest stosowana już od dawna i nie budzi żadnych zastrzeżeń (zakładając, że dotyczy ona państw wchodzących w skład jednego lub dwóch, ale nieprzeciwstawnych ugrupowań militarnych), to koprodukcja, obejmująca coraz częściej nie tylko proces produkcji, ale i etap prac rozwojowych, ma wiele wad, m.in.:

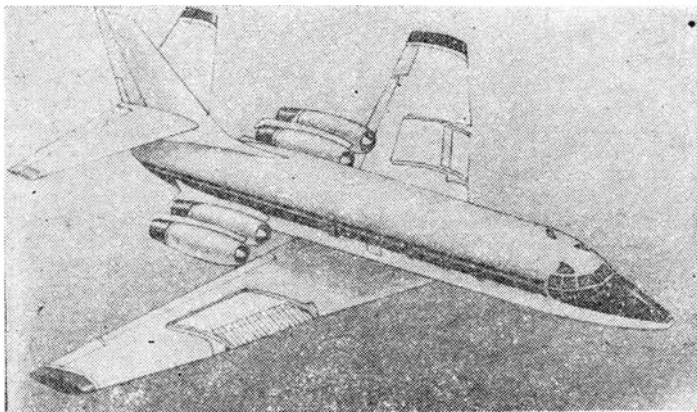
— łączne nakłady w państwach uczestniczących w realizacji danego międzynarodowego programu są wyższe niż w przypadku prowadzenia go w jednym kraju,



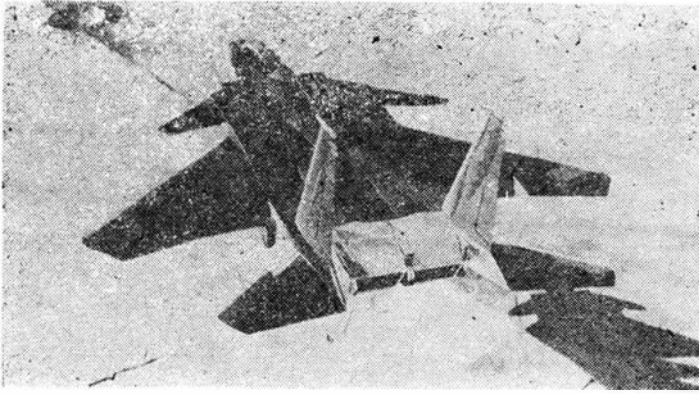
Rys. 2. Latająca hamownia — samolot Gulfstream XPT, użyta do rozpoczętych w 1987 r. prób w locie pojedynczego śmigła wentylatorowego, będącego efektem współpracy Lockheed-Georgia i NASA

— taka wielonarodowa współpraca przedłużała (jak dotąd) realizację programu. Jest niekorzystna, gdyż przy szacowanej na 20 lat przydatności eksploatacyjnej samolotu — zwłaszcza bojowego (bez dopuszczenia do nadmiernego zestarzenia się sprzętu), w okresie wprowadzenia go do eksploatacji powinien być on możliwie najbardziej nowoczesny. Np. samolot Panavia Tornado, efekt międzynarodowej współpracy, był spóźniony w stosunku do amerykańskiego F-15 Eagle o ponad 5 lat (realizacja programu opracowania obydwu samolotów rozpoczęła się w tym samym czasie), więc Tornado stracił bezpowrotnie ponad 1/4 okresu aktualności reprezentowanego poziomu technicznego,

— trudności w ujednoczeniu warunków taktyczno-technicznych, zależnych od koncepcji wykorzystywania danego typu samolotu w poszczególnych krajach biorących udział w realizacji programu. Przykładem mogą tu być rozbieżności, jakie wystąpiły w związku z wielonarodowym programem rozwojowym europejskiego samolotu myśliwsko-szturmowego EFA,



Rys. 1. Doświadczalny samolot NASA JetStar do badań sterowania przepływem laminarnym na górnej powierzchni skrzydła



Rys. 3. Samolot doświadczalny klasy STOL, opracowany przez wytwórnię McDonnell Douglas na podstawie samolotu F-15 Eagle. Przewidywany cbiot w 1988 r. Wymagany rozbieg (na pasie o szerokości 15 m) ma nie przekraczać 457 m, przy czym zdaniem wytwórni lądzie możliwe zmniejszenie go do 305 m, a dobiegu do 381 m

— kłopoty z podejmowaniem szybkich decyzji (jest to możliwe tylko przy jednoosobowym kierowaniu programem) w trakcie realizacji programu. Przetargowe, niekiedy pozatechniczne, zasady wykorzystywania podzespołów lub nawet całych zespołów już produkowanych w poszczególnych krajach-koproducentach w nowo opracowywanym samolocie, nie zawsze prowadzące do najlepszych, najefektywniejszych skutków, często podnoszą koszty, wydłużają cykl rozwojowy i niekorzystnie wpływają na efekty końcowe,

— kłopoty występujące przy koprodukcji realizowanej przez państwa o istotnie różniących się poziomach technicznych i możliwościach organizacyjnych przemysłu, które mogą znacząco wpływać na wzrost kosztów i opóźnienie realizacji całego programu.

Mimo to rosnące koszty samolotów (tylko w dwudziestoleciu 1960-1980 koszt np. samolotów myśliwskich wzrósł 4,5-krotnie) oraz fakt, że opracowanie i budowa nowego typu samolotu wymagają zaangażowania dużych środków technicznych spowodowały, że większość państw nie może pozwolić sobie na wyłącznie własne przedsięwzięcia. W efekcie dość powszechne stało się (już nie tylko w odniesieniu do państw Europy Zachodniej) podejmowanie współpracy międzynarodowej obejmującej dwa, trzy lub więcej państw. Zapewnia to ponadto odpowiednio dużą liczbę, opłacalną produkcję nowego typu samolotu na potrzeby współpracujących w ten sposób krajów, nie licząc zawsze chętnie widzianego eksportu. Można tu wymienić m.in. następujące programy międzynarodowe, związane z różnego rodzaju samolotami wojskowymi:

— angielsko-hiszpańsko-włosko-zachodniemiecki dotyczący samolotu EFA,

— angielsko-włosko-zachodniemiecki dotyczący samolotu Panavia Tornado,

— amerykańsko-angielski dotyczący samolotu Harrier II klasy V/STOL,

— brazylijsko-włoski dotyczący samolotu AMX, w podstawowej wersji przewidzianej do zadań myśliwsko-szturmowych,

— jugosłowiańsko-rumuński dotyczący samolotu szturmowego Orao/IAR-93,

— francusko-zachodniemiecki dotyczący wersji specjalnego przeznaczenia samolotu transportu taktycznego Transall C-160,

— francusko-włoski dotyczący trzech wersji wojskowych, przewidzianych do zadań transportu taktycznego, samolotu ATR-42M,

— hiszpańsko-indonezyjski dotyczący samolotu transportu taktycznego CN.235.

Wszystko wskazuje na to, że kierunek ten utrzyma się nadal, a być może nawet umocni się (przyczyny jak podano w artykule). Również ze względu na koszty chętnie stosuje się i będzie stosować nadal modernizację eksploatowanych już samolotów. Modernizacja dotyczy przede wszystkim wymiany na nowocześniejsze rozwiązania zwłaszcza awioniki i uzbrojenia, ale także niekiedy silników napędowych. Dzięki temu poszczególne typy samolotów mogą być długo eksploatowane (często okres eksploatacji znacznie przekracza 20 lat), z zachowaniem obecnie wymaganych walorów bojowych, przy znacznie mniejszych kosztach takiego rozwiązania niż w przypadku częstej wymiany zdezaktualizowanych typów na zupełnie nowe. Modernizacja takiej dokonuje bądź producent sprzętu na zamówienie użytkownika (także z innego państwa), bądź przemysł lotniczy kraju użytkownika. Jest charakterystyczne, że na Zachodzie modernizacja taka jest dokonywana zarówno w USA (na zlecenie Sił Powietrznych, Marynarki Wojennej bądź Sił Lądowych), jak i w mniejszych państwach europejskich. Np. można tu wymienić obecną modernizację starszej wersji amerykańskiego samolotu F-16A na nową F-16C (i odpowiednio dwuosobową szkolno-bojową F-16B na F-16D), szwedzkiego J35F na J35J, czy też amerykańskiego bombowca strategicznego B-52G na B-52H, chyba najstarszego typu (bo pochodzącego z końca lat pięćdziesiątych) samolotu wojskowego nadal użytkowanego w nowszych wersjach. Naturalnie tego rodzaju kuracje „odmładzające” nie mogą zapewnić (zwłaszcza samolotom myśliwskim czy myśliwsko-szturmowym) żywotności ograniczonej tylko kalendarzowym wymiarem całkowitego rewersu, ale są z pewnością skutecznym remedium, pozwalającym stosunkowo małym kosztem utrzymywać samoloty na w miarę aktualnym poziomie pod względem ich walorów bojowych. Dlatego też takie rozwiązanie będzie stosowane również w przyszłości.

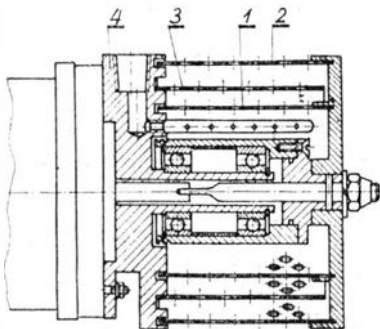
#### LITERATURA

1. Military aircraft of the world. *Flight*, 2 August 1966
2. More power, at a price. *Interavia*, 12, 1985

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Atomizer, autorstwa Antoniego Muszyńskiego.

Przedmiotem wynalazku jest atomizer do cieczy przeznaczony do aparatury agrolotniczej, umieszczonej na rolniczych stawkach powietrznych. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji atomizera umożliwiającą zwiększenie stopnia rozpylenia cieczy. Atomizer według wynalazku



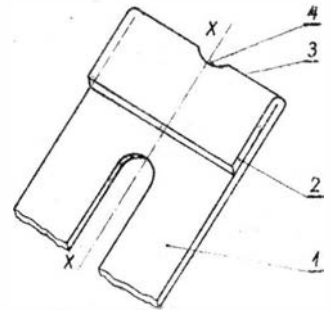
wyposażony w bęben rozpryskujący składający się z jednej tarczy nośnej i umocowanych do niej dwóch siatek wirujących o różnych średnicach charakteryzujące się tym, że między wirującymi siatkami 1, 2 jest umieszczona siatka nieruchoma 3, mocowana na stałe w korpusie 4 atomizera.

Skrót opisu patentowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 2/1988 w klasach B64D, B05B, pod numerem 259677.

● WSK PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek autorstwa Stanisława Kamińskiego, pn. Sposób zmniejszenia koncentracji naprężeń w elementach metalowych, zwłaszcza w elementach grzejnych instalacji przeciwołobudzeniowej łopaty wirnika śmigłowca.

Wynalazek dotyczy zagadnienia opracowania rozwiązania zmniejszającego koncentrację naprężeń w elementach metalowych. Sposób zmniejszenia koncentracji naprężeń w elementach metalowych polega na tym, że w określonej odległości od krawędzi

elementu metalowego 1 w jego osi symetrii  $x-x$  wykonuje się otwór, a następnie wzdłuż jego osi prostopadłej do osi  $x-x$



zagina się, tworząc zakończenie dwuwarstwowe 2, na krawędzi 3 którego powstaje wybranie półkolistte 4.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 4/1982, w klasach B23P, B64D pod nr 259521.

# Samoloty pasażerskie przyszłości w programie NASA

Mgr inż. KAZIMIERZ GILIEWSKI

Mgr inż. LUDWIK GRUCHALSKI

W latach 1982÷1984 biuro prowadzenia polityki naukowo-technicznej przy prezydencie USA rozpatrywało celowość wydzielenia nakładów na badania naukowe i prace doświadczalno-konstrukcyjne mające na celu opracowanie nowych samolotów komunikacyjnych, oznaczających się wysoką efektywnością i ekonomicznością. Zdecydowano wydzielić niezbędne środki i wyznaczono główną rolę NASA w perspektywicznych badaniach naukowych i stosowanych. Przebieg tych badań przedstawiono na rys. 1, z którego wynika, że cały cykl prac składa się z trzech zasadniczych wzajemnie powiązanych etapów:

- naukowe badania i prace doświadczalno-konstrukcyjne,
- prezentacja rozwiązań konstrukcyjnych,
- rozpracowanie układów.

W pierwszym etapie główną uwagę zwraca się na poznanie fizycznych zasad, opracowanie nowych koncepcji przez rozważania teoretyczne lub badania laboratoryjne. Początkowo stopień ryzyka technicznego jest znaczny, lecz w miarę głębszego poznania nowych zasad zmniejsza się. W pierwszym etapie włączają się do pracy placówki naukowe, uniwersytety itp. W drugim etapie głównym zadaniem staje się opracowanie optymalnego modelu w celu zademonstrowania rezultatów wprowadzenia nowych rozwiązań technicznych. W tym etapie udział przemysłu jest już bardziej aktywny. Organ przyjmujący postanowienia o rozpracowaniu i wykonaniu nowych rozwiązań technicznych upewnia się o prawidłowości przyjętych postanowień. Ostateczne decyzje przyjmuje się pod koniec drugiego etapu, który charakteryzuje się maksymalną intensywnością wymiany informacji z czynnikami państwowymi. Początek trzeciego etapu jest związany z dużym nakładem kapitału, dlatego na tym etapie koszty na prowadzenie prac o rząd wielkości przewyższają koszty drugiego etapu.

Na rys. 2 przedstawiono wykres pokazujący wpływ różnych nowych rozwiązań na oszczędność zużycia paliwa przez samoloty.

W poprzednich 20 latach największe efekty uzyskiwano udoskonalając zespoły napędowe. W następnych dwóch dziesięcioleciach można znowu oczekiwać oszczędności w użyciu paliwa przez dalsze udoskonalenia zespołów napędowych, jak również nowych rozwiązań w dziedzinie aerodynamiki, konstrukcji, układów sterowania i wyposażenia pokładowego.

Jak wynika z rys. 2, wprowadzenie wielu udoskołań pozwoli obniżyć zużycie paliwa o 50%.

W przeszłości udało się zmniejszyć zużycie paliwa przez zamianę przestarzałych zespołów na nowe, udoskonalone bez zmiany zasadniczej konstrukcji i układów samolotów. Taki sposób podejścia w określonym stopniu będzie stosowany również w przyszłości, jednakże efektywniejsze udoskonalenie sprzętu lotniczego można osiągnąć zmieniając zasadniczo poglądy na aerodynamiczne schematy samolo-

tów i wprowadzając kompleksowo nowe rozwiązania konstrukcyjne. Takie podejście do zagadnienia przedstawia rys. 3.

Obecnie NASA prowadzi intensywne badania w następujących dziedzinach:

- podwyższanie wydajności i szybkości działania techniki obliczeniowej,
- wyprodukowanie ekonomicznych i udoskonalonych silników turbośmigłowych,
- zastosowanie materiałów kompozytowych,
- zastosowanie nowych osiągnięć w dziedzinie aerodynamiki, układów sterowania,
- optymalizacja zakresów lotów.
- integracja układów.

Niżej przedstawiono stan zaawansowania prac w poszczególnych dziedzinach.

## Udoskonalenie maszyn cyfrowych

W ciągu ostatnich 30 lat maszyny cyfrowe stały się niezbędnym środkiem do obliczeń samolotu i jego aerodynamiki. W minionym 10-leciu nastąpił znaczny postęp w dziedzinie maszyn cyfrowych zarówno w sferze technologii (hardware), jak i oprogramowania (software).

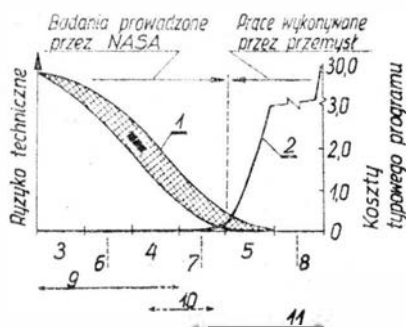
Maszyny cyfrowe lat 80. były w stanie zaledwie obliczyć opływ kombinacji skrzydło-kałdub nielepkiem ośrodkiem. W 1984 r. wprowadzono nowy kompleks cyfrowy pozwalający na modelowanie charakterystyk aerodynamicznych NAS (Numerical Aerodynamic Simulator), który umożliwi obliczenie opływu całego samolotu lepkiem strumieniem przy uwzględnieniu wiadomości z wykonania matematycznego turbulencji. Kompleks NAS może wykonywać 1 mld operacji/s, przechowywać w pamięci 40 mln słów, a w długoterminowej pamięci — 200 mln słów. Dla porównania należy nadmienić, że użytkowane maszyny cyfrowe typu Cray 2 lub Cyber 205 mają szybkości o rząd wielkości niższe.

Głębsze poznanie mechanizmu turbulencji aerodynamicznej i warstwy przyściennej pozwoliło lepiej modelować opływ samolotu, znaleźć odpowiednie rozwiązania i zrealizować obniżenie oporu czołowego.

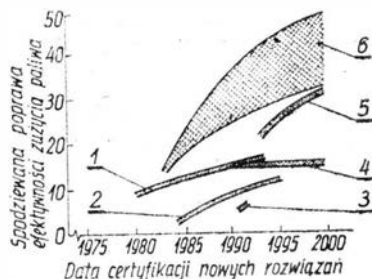
## Zespół napędowy

Postęp w lotnictwie w znacznym stopniu zależy od rozwoju bardziej efektywnych, pewnych i lekkich silników. Na rys. 4 przedstawiono zmniejszenie zużycia paliwa dla różnych typów silników. Od czasu wejścia do eksploatacji w 1950 r. silników odrzutowych, udało się o 50% zmniejszyć ilość zużywanego przez nie paliwa.

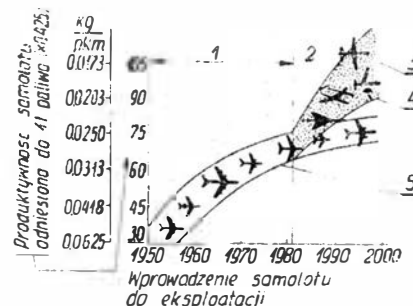
Prowadzony przez NASA program zmniejszenia zużycia paliwa przez samoloty i opracowanie silnika o dużej



Rys. 1. Elementy programów badań: 1 — ryzyko, 2 — koszty, 3 — prace naukowo-badawcze, 4 — opracowanie doświadczalnego modelu, 5 — dopracowanie doświadczalnego modelu, 6 — badanie laboratoryjne, 7 — rozpracowanie doświadczalnego modelu (na poziomie układu), 8 — wykonawstwo, 9 — badania naukowe i prace doświadczalno-konstrukcyjne, 10 — zaprezentowanie rozwiązań konstrukcyjnych, 11 — rozpracowanie układów



Rys. 2. — Prognoza zużycia paliwa: 1 — poprawa parametrów aerodynamicznych i udoskonalenie rozwiązań konstrukcyjnych samolotów, 2 — udoskonalone materiały, 3 — optymalizacja zakresów lotu, 4 — udoskonalenie zespołów napędowych, 5 — zmniejszenie oporów tarcia powierzchniowego, 6 — wprowadzenie wielu nowych rozwiązań



Rys. 3. Prognoza produktywności odniesionej do zużycia paliwa: 1 — miniony okres, 2 — przyszły okres, 3 — dwukadłubowe samoloty, zastosowanie wodoru jako paliwa napędowego, ekonomiczne samoloty naddźwiękowe, odwrótny skos skrzydła, laminaryzacja opływu, 4 — udoskonalenia osiągnięte przy kompleksowym zastosowaniu, 5 — udoskonalenia polegające na zastosowaniu unowocześnień zespołów na dotychczas użytkowanych samolotach



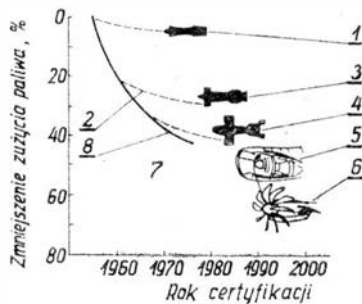
sprawności ogólnej (program E3) spowoduje dalsze zmniejszenie zapotrzebowania na paliwo. Niektóre rozwiązania techniczne zastosowano już w silniku Pratt and Whitney 2037. Pozwoliły one na zmniejszenie zużycia paliwa o 4%. Jeszcze większych efektów oczekuje się po wprowadzeniu silników ze śmigłami wentylatorowymi i przyszłościowych silników turbośmigłowych.

### Silniki turbośmigłowe przyszłości

Silniki te mogłyby zmniejszyć zużycie paliwa o 10-20% w porównaniu z ekonomicznymi silnikami dwuprzepływowymi.

Firma Hamilton Standard i naukowo-badawcze centrum NASA prowadzą badanie modeli przyszłościowych śmigieł. Początkowo przebadano sześć modeli śmigieł w tunelu aerodynamicznym przy liczbach Ma do 0,8. Modele śmigieł miały średnice do 0,6 m z różnymi kątami zagięcia łopat od 0 do 45° przy różnych prędkościach obrotowych. W opracowaniu są projekty współosiowych śmigieł przeciwbieżnych i śmigieł dwułopatowych.

Konstruuje się śmigło optymalizowane dla przelotowej liczby Ma = 0,7. W następnym etapie przewiduje się badanie śmigła o średnicy 2,7 m w celu zbadania wpływu



Rys. 4. Ekonomiczność silników nowej konstrukcji: 1 — silnik turbodrzutowy, 2 — udoskonalenia w procesie seryjnej produkcji, 3 — silnik turbodrzutowy o małym stosunku nateżeń przepływu, 4 — silnik turbodrzutowy o dużym stosunku nateżeń przepływu, 5 — ekonomiczny silnik turbodrzutowy, 6 — silnik turbośmigłowy przyszłości, 7 — silniki z przyszłościowymi rozwiązaniami technicznymi, 8 — nowe konstrukcje

kąta zagięcia łopat na wytrzymałość śmigła i pomiaru akustycznych charakterystyk wysoko obciążonego śmigła z szablami łopatami w warunkach statycznych. Możliwe jest przeprowadzenie badań w locie ww. śmigieł. Akustyczne oddziaływanie śmigła i związanej z nim konstrukcji samolotu stanowią znaczny problem. Niektóre dane o takim oddziaływaniu uzyskano w aerodynamicznych badaniach tunelowych. Należy się spodziewać, że bardziej wiarygodne wyniki dadzą badania w locie na latającym laboratorium Lockheed JetStar. Modele śmigieł zabudowano nad kadłubem i wyposażono w napędy. Na pokryciu kadłuba umieszczono mikrofony w celu pomiaru ciśnienia akustycznego. W czasie badań w locie należy poznać charakterystyki sześciu typów śmigieł z różnymi skosami łopat i różnymi prędkościami obwodowymi dla ustalenia ich zależności od przelotowej liczby Ma. Wiadomo, że ze zwiększeniem prędkości lotu wzrastają trudności połączenia zespołu napędowego z płatowcem. Dla silników śmigłowych trudności te są jeszcze większe. Badania przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym badawczego centrum NASA wykazały, że przez właściwy wybór kształtu gondoli silnika i przylegającej do niej części skrzydła można zmniejszyć opór interferencyjny przy liczbach Ma do 0,7. W latach 1982-1983 przeprowadzono dodatkowe badania na zrekonstruowanych modelach gondoli i skrzydła.

### Materiały kompozytowe

W 1976 r. NASA rozpoczął badania nad zastosowaniem materiałów kompozytowych w siłowych konstrukcjach wg programu CPAS (Composite Primary Aircraft Structures). Program ten miał na celu zdobycie doświadczenia przy produkcji, certyfikacji i eksploatacji części i zespołów i przy możliwych do przyjęcia kosztach.

Początkowo z materiałów kompozytowych wykonano wspomagające zespoły, takie jak ster kierunku na samolocie DC-10, ster wysokości na B-727 i lotki na samolocie L-1011. Wszystkie te zespoły były badane i certyfikowane przez federalny nadzór lotnictwa USA — FAA. W wyniku zastosowania materiałów kompozytowych zmniejszono masę tych zespołów od 23 do 26%. Na współczesnych sa-

molotach typu B-757 i B-767 masa wspomagających konstrukcji z materiałów kompozytowych osiąga 2000 kg.

W drugim etapie realizacji programu CPAS wykonano nieduże konstrukcje siłowe. W ten sposób w sierpniu 1982 r. wykonano i zbadano oraz certyfikowano przez FAA 11 ogonowych stabilizatorów z materiałów kompozytowych przeznaczonych do samolotu B-737. W wykonaniu znajdują się trzy stateczniki do samolotu DC-10: jeden do eksploatacji w locie, pozostałe do badań wytrzymałościowych na ziemi. Zakładano, że ich certyfikacja odbędzie się w lutym 1984 r. Wykonano i zbadano na ziemi również dwa stateczniki do samolotu L-1011. Rezultaty programu CPAS wykorzystuje się również w opracowaniu dużych nośnych konstrukcji takich jak skrzydło i kadłub. Należy jeszcze ocenić przydatność tych konstrukcji do rozmieszczenia w nich paliwa, odporności na uszkodzenia, opracowanie metod konstruowania klejowego połączenia części i defektoskopii w różnych przekrojach.

Rozpoczęcie rozpracowania konstrukcji kadłubowych przewidywano na 1983 r. i następnie, w zależności od wyasygnowanych kwot, rozpoczęcie sześciolletniego programu prac związanych ze skrzydłem i kadłubem z materiałów kompozytowych. W przyszłości oczekuje się zmniejszenia masy konstrukcji o ok. 25% i bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych o ok. 8%.

### Aerodynamika

Udoskonalenie profili aerodynamicznych pozwala zwiększyć grubość profilu skrzydła i zmniejszyć jego skos, co prowadzi do zmniejszenia masy i zwiększenia doskonałości skrzydła.

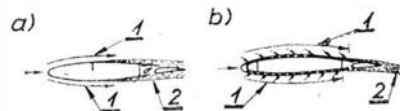
Zastosowanie kompozytowych materiałów zapewni niezbędną sztywność i gładkość powierzchni. Główną rezerwą możliwości zmniejszenia oporu czołowego jest obniżenie oporów tarcia powierzchniowego. Na zakresach przelotowych osiąga on 30-50% całkowitego oporu, dlatego naturalna lub sztuczna laminaryzacja opływu powierzchni samolotu jest efektywnym środkiem zmniejszenia oporu. Jednym ze środków sztucznej laminaryzacji przepływu jest odsysanie warstwy przyściennej przez wąskie szczeliny, małe otworki lub porowate powierzchnie pokrycia (rys. 5). Naturalna laminaryzacja przepływu występuje przy małych liczbach Reynoldsa (Re) i niedużych skosach skrzydła (np. w samolotach lokalnych linii). NASA prowadzi badania, które pozwolą wykorzystać kombinowane układy laminaryzacji, naturalne i sztuczne.

### Zespoły automatycznego sterowania i optymalizacji zakresów lotu

Osiągnięcia w elektronicznej technice cyfrowej (w porównaniu z odpowiednim zmniejszeniem jej kosztów) w korzystny sposób wpływają na wydatki związane z wyposażeniem samolotu oraz na jego eksploatacyjną i paliwową ekonomiczność. Na rys. 6 przedstawiono niektóre tendencje rozwojowe elektronicznych układów pokładowych.

W samolotach nowego pokolenia, takich jak B-757 i B-767, L-1011-500, DC-9 Super 80 i in., wykorzystuje się cyfrowe układy sterowania lotem. Zastosowanie w nich pewnych w działaniu komputerów pokładowych zmniejszy koszty i rozszerzy możliwości układów wyposażenia pokładowego, zwłaszcza przy ich integracji.

Przyszłościowe układy elektryczne i elektroniczne w porównaniu z aktywnymi układami sterowania dla zmniejszenia obciążeń w locie, zmniejszonym zapasem stateczności statycznej i układem optymalizacji zakresów lotu mogą zapewnić obniżenie zużycia paliwa o 20%, masy o 10% i bezpośrednich kosztów eksploatacji o 18-20%. Powszechnie uznaje się obecność załogi na pokładzie, chociaż jej rola ograniczy się do spełniania funkcji kontrolnych i sterowania wszystkimi zautomatyzowanymi układami pilotażowymi. Zastosowanie szybkich linii przekazywania danych i komputerów w urządzeniach pokładowych zapewni rozdział informacji między liczne podzespoły samolotu.

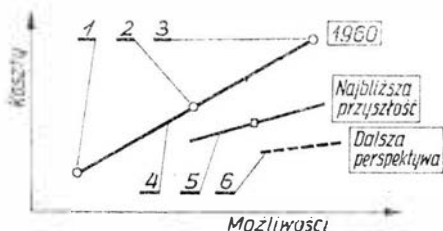


Rys. 5. Sterowanie warstwą przyścienną: a) naturalny laminarny przepływ, b) laminaryzacja przepływu przez odsysanie warstwy przyściennej: 1 — laminaryzacja przepływu, 2 — turbulenty przepływ

W celu wybrania optymalnego wariantu współpracy załogi z systemami samolotu, NASA i firma Lockheed-Georgia prowadzą badania różnych rozwiązań kabiny załogi w samolotach przyszłości. Kabina samolotu przyszłości ma odpowiadać wymaganiom 1995 r. Będzie ona wyposażona w boczna dźwignię sterowania, wielofunkcyjne klawiszowe i sensorowe pulpity sterowania, głosowe sygnalizatory, urządzenia automatycznego pilotowania przy swobodnych dźwigniach sterujących.

### Kompleksowe zastosowanie osiągnięć

W celu osiągnięcia maksymalnego wskaźnika ekonomicznej efektywności, przy projektowaniu samolotu powinny być uwzględnione wszystkie osiągnięcia w dziedzinie budowy silników, materiałów kompozytowych, aerodynamiki



Rys. 6. Prognoza rozwoju elektronicznych układów pokładowych: 1 — wąskokadłubowe samoloty odrzutowe, 2 — szerokokadłubowe samoloty odrzutowe, 3 — amerykański pasażerski samolot nadźwiękowy 1971 r., 4 — układy analogowe, 5 — układy cyfrowe, 6 — niezależne mikroprocesory

i sterowania. Należy się spodziewać przy tym następujących efektów:

- zmniejszenia masy nie mniej niż o 25%,
- zmniejszenia zużycia paliwa powyżej 50%,
- zmniejszenia bezpośrednich kosztów eksploatacji nie mniej niż 24%.

Po 2000 r. mogą pojawić się samoloty o zupełnie nowych schematach aerodynamicznych. Silniki turbośmigłowe nowej generacji będą zabudowane w tylnej części kadłuba w celu zmniejszenia szumów i wibracji w strefie rozmieszczenia pasażerów oraz w celu zapewnienia laminarnego przepływu na skrzydle wykonanym z materiałów kompozytowych. Skrzydło będzie miało odwrotny skos dla polepszenia wyważenia samolotu i zapobieżenia turbulencji w strefie styku skrzydło-kadłub. Samolot będzie wyposażony w kilka układów zwiększenia siły nośnej.

jego zapas stateczności statycznej będzie mógł być zmniejszony dzięki zastosowaniu nowego udoskonalonego wyposażenia pokładowego. Zastosowanie materiałów kompozytowych i klejonych metalowych konstrukcji zapewni znaczne obniżenie masy płatowca. Kabina załogi będzie wyposażona w udoskonalone układy wskazań.

Samoloty przyszłości mogą być konstruowane jako dwukadłubowe. Takie rozwiązanie zmniejsza moment gnący skrzydła o dużym wydłużeniu i tym samym zmniejsza masę skrzydła. Obliczenia przeprowadzone w centrum NASA wykazały, że ekonomiczność dwukadłubowego samolotu (w pkm) odniesiona do 1 l paliwa będzie o 40% większa w porównaniu ze współczesnymi samolotami szerokokadłubowymi o typowym rozwiązaniu.

Przy wielokadłubowych samolotach obliczonych na duże masy handlowe można osiągnąć obniżkę początkowej ceny samolotu o 9÷15% i bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych o 4÷11%.

Obliczenia wykazały, że wykorzystanie objętości kabiny pasażerskiej pogarsza się przy zwiększaniu średnicy kadłuba. Całkowita masa samolotu dwukadłubowego będzie mniejsza w porównaniu z jednokadłubowym z powodu mniejszych wymagań wytrzymałościowych kabiny hermetycznej. Konstrukcja podwozia i związanej z nim części płatowca jest również znacznie prostsza w samolocie dwukadłubowym.

Należy również nadmienić, że wielokadłubowe konstrukcje stwarzają także wiele problemów, takich jak przeniesienie nadmiernych obciążeń przy lądowaniu, opór interferencyjny, sterowanie w zakręcie przy dużym poprzecznym momencie bezwładności itp.

### LITERATURA

1. Aeronautical Research and Technology Policy, Vol. 1: Summary Report. Executive Office of the President. Office of Science and Technology Policy. November 1982
2. R. E. BOWER: Progress in Aeronautical Research and Technology Applicable to Civil Air Transports. Presented at the International Meeting on Transport Research, State of the Art Perspectives and Internal Cooperation, Amalfi, Italy, November 11-14, 1981
3. R. D. WAGNER, M. C. FISCHER: Developments in the NASA Transport Aircraft Laminar Flow Program. Presented at the AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 10-13, 1983
4. J. C. HOUBOLT: Why Twin-Fuselage Aircraft? *Astronautics and Aeronautics*. April 1982, pp. 26-35
5. J. W. MOORE, E. P. CRAVEN, B. T. FARMER, J. F. HONRATH, R. E. STEPHENS, R. T. MEYER: Multibody Aircraft Study — Lockheed Georgia Company, July 1982
6. D. J. MAGLTERI, S. M. DOLLYHUGH: We Have Just Begun to Create Efficient Transport Aircraft. *Astronautics and Aeronautics*. February 1982, pp. 26-38

## Port lotniczy dla STOL w Londynie

### Port

W 1987 r. dwie brytyjskie linie lotnicze Briman Airways i Eurocity Express rozpoczęły pierwsze loty z nowego londyńskiego portu lotniczego. Jest to port miejski (London City Airport). Został on wybudowany na nie używanym nabrzeżu między dwoma dokami, ok. 60 km na wschód od śródmieścia. Koszt budowy wyniósł 30 mln funtów. Popularnie mówi się o nim STOLPORT, ponieważ jego droga startowa ma tylko ok. 762 m (2500 stóp) i może być używana tylko przez samoloty o krótkim starcie i lądowaniu. Jest to zaledwie część wielomiliardowego programu rozwoju tego regionu, ale może mieć większe znaczenie niż zakładali nawet autorzy projektu. Może mianowicie zrewolucjonizować łączność lotniczą między Anglią a bliskimi krajami Europy kontynentalnej. Port jest obliczony na obsłużenie co najmniej 1,2 mln pasażerów rocznie. Będzie więc znacznie mniejszy niż inne londyńskie porty, ale jest to zupełnie wystarczające dla londyńskich businessmenów, dla których przede wszystkim jest przeznaczony. Droga startowa biegnie w kierunku E-W, po północnej stronie rzeki, naprzeciwko Greenwich i Woolwich.

W perspektywie STOLPORT może być zagrożony w związku z projektowaną budową mostu wiszącego, z wysokimi wieżami, na osi drogi startowej. Zneutralizowanie tego zagrożenia będzie wymagało przedłużenia drogi startowej albo zmiany konstrukcji mostu lub budowy w jego miejscu tunelu.

### Samoloty

Wymienione linie lotnicze będą używały czterosiłnikowego, 50-miejscowego samolotu Dash-7, budowanego przez zakłady De Havilland w Kanadzie. Brytyjskie władze lotnicze przebadaly ten samolot, aby upewnić się, czy droga startowa w STOLPORT ma dostateczne wymiary dla bezpiecznej eksploatacji. Turbośmigłowy Dash-7 jest bardzo cichy i ma bardzo dobre parametry startu i lądowania. Jego eksploatacja w STOLPORT nie będzie uciążliwa dla okolicznych mieszkańców. Do eksploatacji w tym porcie mogą nadawać się także inne samoloty, jak np. British Aerospace 146, czterosiłnikowy, jakoby najcichszy na świecie odrzutowiec oraz zachodniemiecki Dornier 228.

### Linie

Obie wspomniane linie (Briman należy w 40% do British Airways) otrzymały licencję na loty do/z STOLPORTU do Amsterdamu, Brukseli i Paryża. Będą na tych trasach konkurować. Ponadto Briman dostał licencję na loty do Plymouth i Newquay, a Eurocity — na loty do Düsseldorfu, Rotterdamu, Guernsey, Jersey i Manchesteru. STOLPORTem interesują się także niektóre europejskie linie (francuska — Air Vender). SABENA zleciła Eurocity wykonywanie w jej imieniu lotów do Belgii.

Jak wynika z tej informacji, idea STOL ciągle znajduje swoje miejsce nawet w krajach o niezwykle wysoko rozwiniętych przewozach lotniczych, eksploatujących wielkie porty lotnicze i najnowocześniejsze samoloty.

Wg The Financial Times, Aug. 20, 1987  
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

# Żywotność statków powietrznych

Dr inż. JAN BORGON

Statek powietrzny, jako jeden ze złożonych elementów wojskowego lotniczego systemu transportowego, jest użytkowany w odmiennych niż inne systemy, mniej korzystnych dla bezpieczeństwa warunkach. Dlatego też od konstrukcji, zespołów, instalacji i urządzeń jest wymagana najwyższa niezawodność. W praktyce jednak nie udaje się zbudować statku powietrznego, którego zespoły funkcjonalne nie ulegałyby uszkodzeniom i to również podczas lotu, kiedy możliwości ich naprawy oraz niesienia pomocy załódze i pasażerom są ograniczone. Dlatego też przewiduje się możliwość eksploatacji statków w różnych warunkach, wymagających również zachowania częściowej zdolności w przypadku uszkodzenia.

Zdolność statku powietrznego do funkcjonowania w warunkach uszkodzenia w określonym czasie, czyli żywotność, jest jedną z podstawowych właściwości charakteryzujących jego przydatność do lotów. Dlatego też w projektowaniu i konstruowaniu statku powietrznego zwraca się nie mniejszą uwagę na kształtowanie żywotności, niezawodności i bezawaryjności.

Pomimo dość bogatej światowej literatury nt. problemów kształtowania bezpieczeństwa lotów przez rozwój takich właściwości, jak niezawodność i żywotność statków powietrznych, nie ma do tej pory prac systematyzujących i oceniających wzajemne związki niezawodności i żywotności. Nie są określone rzeczywiste stosunki między tymi właściwościami i znaczenie każdej z nich w rozwiązywaniu problemów kształtowania bezpieczeństwa lotów.

Statek powietrzny, jako złożony system techniczny, charakteryzuje się pewnym nadmiarem w strukturze ważnych podsystemów, który pozwala mu (w określonych granicach) funkcjonować w warunkach uszkodzenia. Pogląd, że żywotność złożonego systemu kształtuje się tylko przez niezawodność, wydaje się być niesłuszny. Świadczą o tym sytuacje niebezpieczne (awaryjne) występujące podczas lotu, w których jakość funkcjonowania „porażonego” podsystemu jest już na tyle niska (wszystkie rezerwy są wyczerpane), że nie pozwala wykonać zadania, a załoga jest zmuszona do działania umożliwiającego pomyślne zakończenie lotu.

Uogólnienie wcześniej opublikowanych materiałów pozwala ujawnić istotne tendencje rozwoju zagadnień żywotności. Zwłaszcza stała się wyraźna konieczność badania nie tylko żywotności bojowej (wynikającej z warunków oddziaływania nieprzyjaciela), ale także żywotności technicznej, uwarunkowanej niedostateczną niezawodnością statku powietrznego. W badaniach żywotności jest wskazane uwzględnianie nie tylko stopnia „porażenia” statku czynnikami wynikającymi z warunków eksploatacji, ale także wynikającego z tego „porażenia” stopnia niebezpieczeństwa (zagrożenia) i częstości jego występowania podczas eksploatacji statku powietrznego.

Żywotność jest to właściwość charakteryzująca zdolność systemu do zachowania dostatecznego do przeżycia poziomu funkcjonowania w warunkach uszkodzenia [1]. W odniesieniu do statku powietrznego żywotność — to jego właściwość charakteryzująca zdolność do zachowania odpowiedniego poziomu funkcjonowania, niezbędnego do realizacji sterowanego lotu i lądowania w warunkach uszkodzenia występującego podczas eksploatacji (oddziaływanie nieprzyjaciela, nieobliczeniowe warunki lotu, kumulowanie się uszkodzeń).

Określenie „żywotność” ma sens fizyczny i jest konkretne tylko w warunkach „porażenia” jakiegokolwiek właściwości i rozpatrywanego systemu. Im większy stopień „porażenia”, tym mniejsza żywotność. Ten związek pozwala badać żywotność systemu przez badanie stopnia „porażenia” jego właściwości.

Związek właściwości eksploatacyjnych statku powietrznego z jego efektywnością przedstawia rys. [2].

## Historia działań zmierzających do podniesienia żywotności statków powietrznych

Zacząła się ona wraz z tworzeniem maszyn bojowych. Już podczas pierwszej wojny światowej zaczęto stosować opancerzenie niektórych zespołów lub instalacji samolotów. Pierwsze radzieckie samoloty I-16 z opancerzonymi grzbietami stosowano podczas wojny domowej w Hiszpanii. Pro-

dukcja dobrze opancerzonego, o wysokiej żywotności samolotu szturmowego Il-2 odpowiadała metodom prowadzenia operacji i poziomowi uzbrojenia lat 40. Wysoka bojowa żywotność zapewniała mu możliwość uderzania z małych wysokości w ruchome niewielkie naziemne cele. Samolot Il-2 został uznany za najefektywniejszy samolot bojowy II wojny światowej.

Lotnictwo odrzutowe, uzbrojone w kierowane rakiety o dużej sile niszczenia, stworzyło iluzję wszechmocności i bezzasadności obrony. Poglądy takie spowodowały, że w pewnym okresie zagadnienia żywotności stały się nieaktualne. Doświadczenia wojen w Wietnamie i na Bliskim Wschodzie pokazały, że możliwości rakiet kierowanych są także ograniczone. Znowu zwiększyło się znaczenie lufowego uzbrojenia i bliskiego boju powietrznego. Amerykańskie wojskowe siły powietrzne w Wietnamie straciły prawie wszystkie naddźwiękowe samoloty myśliwsko-bombowe F-105 Thunderchief (wskutek niskiej żywotności). Podczas działań bojowych w Azji Południowo-Wschodniej USA straciły 3700 samolotów bojowych i ok. 4860 śmigłowców. Było też ponad 4250 zabitych.

We współzawodnictwie między rozwojem środków rażenia a środkami obrony znane są przykłady okresowej eliminacji tych lub innych udanych rozwiązań. Często opancerzenie skutecznie chroniło od pocisków. Np. na początku II wojny światowej czołgi niemieckie były mało podatne na porażenie przez pociski polskiej i francuskiej artylerii przeciwpancernej. Radziecki czołg T-34, dzięki korzystnym charakterystykom manewrowości i dobremu opancerzeniu, wychodził zwycięsko z pojedynków z niemiecką artylerią przeciwpancerną. Angielskie myśliwce Hurricane uzbrojone w 12 karabinów maszynowych kal. 7,62 mm okazały się niedostatecznie skuteczne w walce przeciw niemieckim samolotom Ju-88, Ju-87 i Me-109, wyposażonym w płyty pancerne osłaniające płeć załogi i protektorowane zbiorniki paliwowe. Radzieckie myśliwce Ła-5 z tylnym szklanym opancerzeniem kabiny i dwoma działkami Szwak-20 kal. 20 mm były z powodzeniem stosowane przeciw niemieckim samolotom. Silnik o chłodzeniu powietrzem ASz-82 przy porażeniu pociskami i odłamkami okazał się bardziej żywotny od silnika z chłodzeniem wodnym. Oprócz tego dzięki poprzecznemu przekroju, silnik ASz-82 skutecznie osłaniał pilota przed porażeniem z przedniej półsfery (był swoistym pancerzem). Angielski dwusilnikowy bombowiec Mosquito, zbudowany w zasadzie z drewna, dzięki dużej predkości i małej radiokontrastowości łatwo pokonywał na małej wysokości niemiecką przybrzeżną obronę przeciwlotniczą, dysponującą radiolokatorami. Amerykański samolot zwiadowczy U-2 o konstrukcji obliczonej na nieduże przeciążenie miał wysoką żywotność lotu przewyższającą statyczny pułap myśliwców przechwytywaczych. Jednak wskutek małego obciążenia skrzydła i małego przeciążenia obliczeniowego okazał się bardzo podatny na uszkodzenia przy rozzerwaniu głowicy bojowej rakiety nawet w znacznej odległości od niego.

## Uwarunkowania żywotności bojowych statków powietrznych

Żywotność statku powietrznego zależy od prawdopodobieństwa porażenia go przez środki rażenia (rakiet, pociski, odłamki, pioruny, pionowe podmuchy powietrza itp.) i wrażliwości na środki rażące. Prawdopodobieństwo porażenia statku powietrznego warunkują przede wszystkim następujące czynniki:

• Charakterystyki lotno-techniczne, m.in.:

- możliwości wykonywania lotów nocą i w trudnych warunkach meteorologicznych,
- możliwości wykonywania lotów na małych wysokościach z dużymi predkościami,
- zasięg działania: duży zasięg pozwala na odsunięcie bazowania od linii frontu,
- zwrotność statku powietrznego.

Wymagania dotyczące charakterystyk lotno-technicznych statku powietrznego, a zwłaszcza samolotu bojowego, nie odnoszą się tylko do jego osiągnięć z punktu widzenia aerodynamiki i mechaniki lotu ale również do tych właściwości wynikających z osiągnięć, które uniemożliwiają lub zmniejszają prawdopodobieństwo jego porażenia w prze-

strzeni powietrznej i nad polem walki. Charakterystyki lotno-techniczne umożliwiające eksploatację statku powietrznego nocą, w trudnych warunkach meteorologicznych, na granicznie małych wysokościach z jednocześnie dużą prędkością (nawet naddźwiękową) zmniejszają prawdopodobieństwo jego porażenia. Spełnienie tych charakterystyk wymaga jednak wyposażenia samolotu w radiolokacyjne systemy nawigacji i śledzenia powierzchni terenu czy też zastosowania odpowiedniej konstrukcji ze względu na obciążenia. Pociąga to za sobą zwiększenie masy statku i zmniejszenie ładunku bojowego.

Zwrotność statku powietrznego podczas walki, podobnie jak wykonywanie odpowiednich manewrów przed rażeniem pociskami artyleryjskimi lub manewrowanie nad „pofałdowanym” terenem, pozwala uniknąć celnego rażenia przez przeciwnika.

● Właściwości statku powietrznego wpływające na jego wykrycie, m.in.:

- radiokontrastowość,
- kontrastowość cieplna,
- kontrastowość dźwiękowa,
- kontrastowość wizualna.

Zmniejszenie radiokontrastowości uzyskuje się przez odpowiednio wyprofilowane połączenia konstrukcji płatowca, np. połączenia skrzydła z kadłubem, usterzenia z kadłubem (tzw. schematy integralne), unikanie w konstrukcji kątowych skojarzeń elementów, które dobrze odbijają fale elektromagnetyczne, eliminowanie ostrych krawędzi i zakończeń elementów, stosowanie materiałów radioprzezroczystych i radiopochłaniających. Te sposoby zmniejszają skuteczną powierzchnię odbicia radarowego.

Małą kontrastowość cieplną można uzyskać przez zastosowanie dwukonturowych silników turbinowych o dużym stopniu dwukonturowości oraz ich ekranizację przez odpowiednie rozmieszczenie względem skrzydła i usterzenia.

Zmniejszeniu kontrastowości dźwiękowej służy wiele rozwiązań konstrukcyjnych, bowiem zmniejszenie jej nie tylko wpływa korzystnie na prawdopodobieństwo porażenia statku, ale również na higienę i bezpieczeństwo pracy użytkowników, obsługi i środowiska naturalnego.

Zmniejszenie kontrastowości wizualnej można uzyskać przez zmniejszenie wymiarów statku powietrznego oraz stosowanie różnych form maskowania. Zmniejszanie wymiarów, z oczywistych względów, jest ograniczone. Ogromne znaczenie ma maskowanie przez pokrycia ochronne o odpowiednich kolorach.

— zakłóceń układów samonaprowadzających się na cel rakiet,

— pasywnych urządzeń wykrywania.

Aktywna obrona samolotu, czyli przeciwdziałanie ogniowe oraz utrudnione jego wykrycie przez nieprzyjaciela, znacznie zmniejszają prawdopodobieństwo porażenia. Współczesne samoloty bojowe wyposaża się w rakiety sterowane (bomby), które można odpalać (zrzucić) nie wchodząc w strefy działania OPL przeciwnika, w rakiety samonaprowadzające się na źródło promieniowania elektromagnetycznego, w zintegrowane systemy kierowania ogniem i lotem, umożliwiające używanie broni prawie w każdym położeniu samolotu.

● Wrażliwość statku powietrznego i jego załogi, m.in.:  
— ochrona jego życiowych instalacji, zespołów i agregatów,

— stosowanie bezpiecznie uszkadzających się konstrukcji zespołów,

— ochrona w miejscach bazowania.

Analiza strat jednosilnikowych samolotów stosowanych w Południowo-Wschodniej Azji i na Bliskim Wschodzie wskutek rażenia ich bronią pozwoliła ustalić następującą wrażliwość instalacji i zespołów wyrażoną w procentach utraconych samolotów:

instalacja paliwowa — 62%,

kabina załogi — 18%,

instalacja sterowania samolotem — 10%,

silnik — 7%,

inne — 3%.

Z powyższej analizy jednoznacznie wynika, że aby zmniejszyć wrażliwość samolotu, należy chronić przede wszystkim instalację paliwową, kabinę, instalację sterowania i silnik.

Doświadczenia ostatnich wojen lokalnych, a zwłaszcza konfliktu o Falklandy, pokazały, że większa część samolotów i śmigłowców została utracona wskutek porażenia na lotniskach i lotniskowcach. Dlatego też organizacja ochrony statków powietrznych na lotniskach i lotniskowcach w znacznej mierze określa ich bojową żywotność i efektywność.

● Taktyka zastosowania bojowego statków powietrznych.

Znajomość naziemnych, nawodnych i powietrznych środków rażenia nieprzyjaciela, ich taktyki użycia, efektów oddziaływania pozwala zastosować w każdym starciu zbrojnym taką taktykę wykorzystania własnych samolotów i śmigłowców bojowych, która odpowiednio zmniejszy prawdopodobieństwo ich porażenia. Do ogólnych sposobów taktycznego zmniejszania prawdopodobieństwa porażenia statku powietrznego można zaliczyć:

— grupowe przerywanie strefy obrony przeciwniczej,

— lot do celu z wielokrotną zmianą marszrut,

— lot do celu w ciszy radiowej,

— jednoczesne uruchamianie celów pozornych o dużej radiokontrastowości.

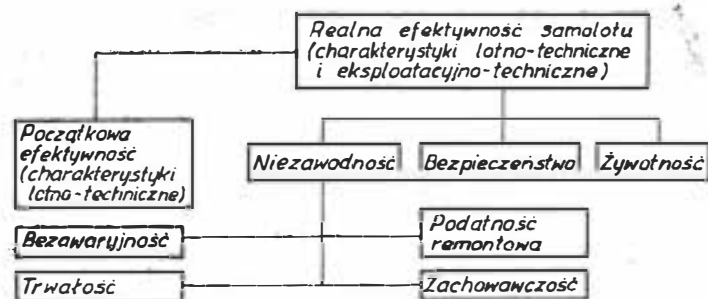
● Umiejętności pilota

● Nieobliczeniowe warunki pracy, które mogą wystąpić niezależnie od warunków wojny, takie jak:

— pionowe podmuchy powietrza,

— wylądowania atmosferyczne,

— niszczenie elementów konstrukcji wskutek kumulacji usterek.



Rys. Związki właściwości eksploatacyjnych statku powietrznego z jego efektywnością

● Wyposażenie statku powietrznego w odpowiednie systemy:

- ogniowy,
- sygnalizujący o opromieniowaniu samolotu przez stację radiolokacyjną przeciwnika,
- wytwarzający aktywne i pasywne zakłócenia stacji,
- radiolokacyjnego wykrywania, naprowadzania i kierowania,

Kształtowanie żywotności statku powietrznego jest procesem złożonym. Odbywa się na wszystkich etapach tworzenia, prób i badań oraz jego eksploatacji. Żywotność statku powietrznego, obok jego niezawodności, jest właściwością decydującą o bezpieczeństwie lotu.

#### LITERATURA

1. A. A. SUBBOTIN, G. W. JARMOLOWICZ: O żywucześci letalielnych aparatow. *Problemy bezopasnosti poletoiw*, nr 6/1983
2. L. L. ANCELIOWICZ: Nadiežnost, biezoopasnost i žiwuczezt samoleta. Moskwa. Maszynostrojenije 1985

**PRENUMERATA ROCZNA  
NAJPEWNIERSZĄ FORMĄ NABYCIA  
NASZEGO PISMA**

## Amatorski samolot sportowy klasy ULM

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy zastrzałowy grzbietopłat o konstrukcji drewnianej.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 4415, wznios 3°, kąt zaklinowania 4°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, drewniana, tzw. półsamonośna. Przedni, główny dźwigar umieszczony w ok. 17% ciężkiwy, tylny dźwigar — w ok. 75% ciężkiwy. Dźwigar główny skrzynkowy. Nosek skrzydła do dźwigara głównego pokryty sklejką, pozostała część tkaniną. Szkielet skrzydła dosztywniony pojedynczymi prętami skośnymi w przeszlizeniach międzyżebrowych. Żebra konstrukcji kratownicowej z listewek. Do tylnego dźwigara są umocowane klapolotki, zajmujące całą rozpiętość skrzydła; wychylenia:  $\pm 10^\circ$  jako lotki i maks.  $20^\circ$  jako klapy. Konstrukcja klapolotek: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny. Klapolotki są zawieszane tylko na końcówkach. Skrzydło podparte zastrzałami z rur duralowych tworzących literę V, zbiegającymi się przy końcówkach osi podwozia głównego.

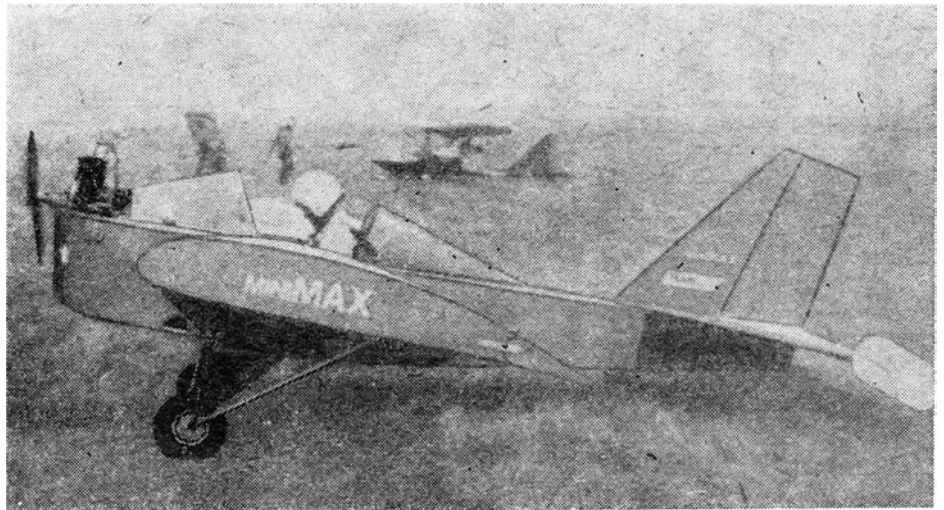
**Kadłub.** Przekroj prostokątny, konstrukcja kratownicowa drewniana z pokryciem sklejkowym w przedniej części, tylna część pokryta tkaniną. Kabina pilota otwarta z niewielkim wietlochrotem i owiewką tylną. Pilot usytuowany w środku ciężkości samolotu, w wykroju między dźwigarami skrzydła. Na dole kadłuba po lewej stronie stopień ułatwiający wsiadanie. Wsiadanie odbywa się od przodu samolotu.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Oba usterzenia o obrysie trapezowym, usterzenie pionowe skośne. Profile obu usterzeń płaskie. Stateczniki pionowy i poziomy wzajemnie dosztywnione cięgnami. Konstrukcja usterzenia: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny. W pierwszych wariantach stery miały odciążenie rogowe, z którego potem zrezygnowano. Ster wysokości zawieszony na 3 zawiasach, może być zaopatrzony w klapkę wyważającą.

**Sterowanie.** Sterownice klasyczne (drążek i pedały). Układy sterowania sterem wysokości i sterem kierunku linkowe. Klucze sterowania za pomocą elementów skrętnych. Układ sterowania sterem kierunku bezpośrednio połączony z podwoziem tylnym.

## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,62 m
Długość	4,72 m
Wysokość	1,60 m
Rozpiętość usterzenia	2,29 m
Ciężka skrzydła	1,37 m
Baza podwozia	3,53 m
Rozstaw podwozia	1,37 m
Średnica śmigła	1,52 m
Pięśnit śmigła	0,75 m
Powierzchnia skrzydła	10,45 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klapolotek (łącznie)	1,89 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,56 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	1,30 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,64 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	0,73 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	5,56
Wydłużenie usterzenia poziomego	2,05
Masa własna	174 kg
Masa użyteczna maks.	104 kg



polotki sterowane za pomocą elementów skrętnych. Układ sterowania sterem kierunku bezpośrednio połączony z podwoziem tylnym.

**Podwozie.** Stałe, z kółkiem tylnym. Golenie podwozia głównego w kształcie litery V, koła bez hamulców na wspólnej osi, do której końców są mocowane zastrzały skrzydłowe. Amortyzacja podwozia głównego — za pomocą sznurów gumowych. Sterowane podwozie tylne stanowi stalowy resor z kółkiem gumowym na widelcu. Wymiar ogumienia kół podwozia głównego: 8.00-6. Możliwość stocowania pływaków i nart. Golenie podwozia głównego umocowane na zawiasach szarniowych do dolnych podłużnic kratownicy kadłuba.

**Zespół napędowy.** Jednocylindrowy, dwusuwowy, chłodzony powietrzem silnik Rotax 227 z reduktorem, moc 20 kW. Śmigło dwułopatowe drewniane o stałym skoku. Silnik częściowo odsłonięty, mocowany na grzbiecie przodu kadłuba. Wylot spalin wyprowadzony na prawą stronę, tłumik skierowany pod skrzydło.

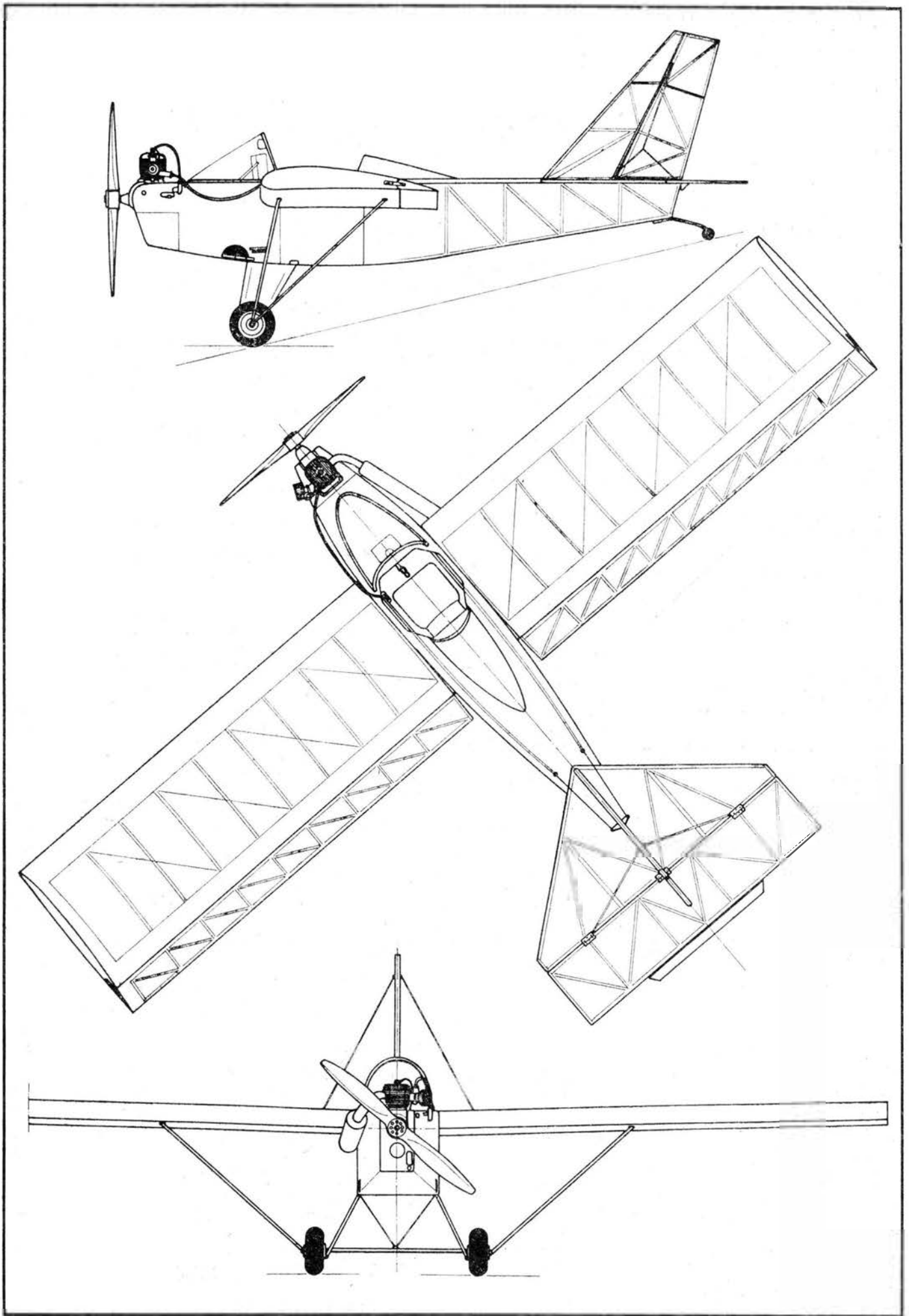
**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 19 l. Elektryczna — tylko niezbędny osprzęt silnikowy.

**Wyposażenie.** Tylko busola i zegar jako wyposażenie standardowe. Możliwe inne zestawy (np. z busolą, obrotomierzem, prędkościomierzem), zależnie od masy pilota.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** TEAM (Tennessee Engineering and Manufacturing Inc.) to jedna z wielu małych firm tego rodzaju w USA. Opracowany przez założyciela firmy samolot Minimax ma być MINImalnym samolotem dającym MAXimum zaдовоlenia — podobnymi hasłami reklamowymi posługuje się wielu wytwórców samolocików klasy ULM. Koncepcja samolotu Minimax powstała w 1984 r. Praca nad projektem rozpoczęła się w sierpniu, a budowę prototypu — w październiku 1984 r. Konstruktor samolotu, Wayne Ison, uznał drewno, sklejkę i tkaninę (dobrze zabezpieczone przed wpływami atmosferycznymi) za materiały całkowicie konkurencyjne wobec kompozytów w zastosowaniu do samolotów klasy ULM (zwanej też w USA microlight). Minimax przypomina raczej duży model latający niż „dorosły” samolot. Prototyp Minimaxa oblatano w lutym 1985 r., a pierwszy poprawiony egzemplarz seryjny — w lipcu 1985 r. Samolot jest skonstruowany wg przepisów FAR-103 dla klasy microlight. Jest on produkowany w niewielkich ilościach jako zestaw do samodzielnego montażu.

Masa bagażu	2,3 kg
Masa paliwa	13 kg
Masa startowa maks.	208 kg
Obciążenie powierzchni	19,97 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	10,4 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	120 km/h
Prędkość maks. pozłoma	97 km/h
Prędkość przelotowa	89 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	80 km/h
Prędkość min. bez klap	42 km/h
Prędkość min. z klapami (20°)	36 km/h
Wznoszenie maks.	4,1 m/s
Falap	3050 m
Zasięg	177 km
Długość trwałego lotu	2,5 h
Rozbieg	46 m
Dobieg	55 m
Współczynniki obciążenia konstrukcji	$n = +4,4/-2,2$

T.M.



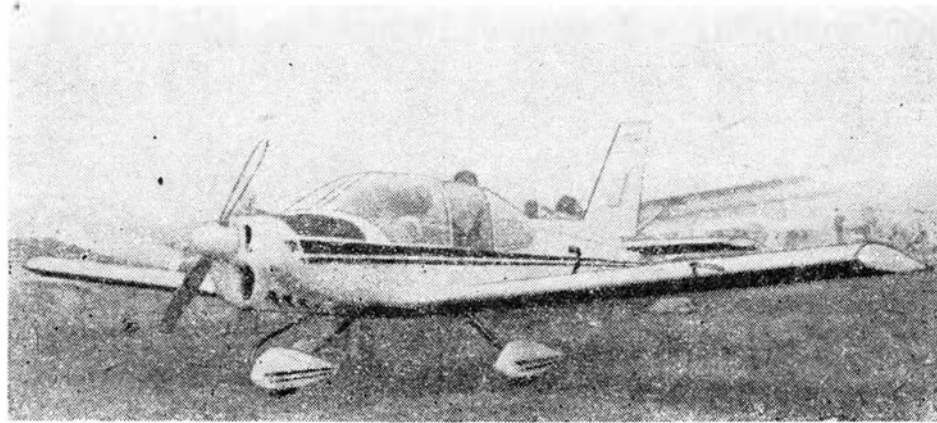
Amatorski samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, dwumiejscowy dolnopłat o konstrukcji całkowicie metalowej.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 23015, wznios 5°, kat zaklinowania 3°. Konstrukcja dwuczęściowa, jednodźwigarowa, półskorupowa. Dźwigar skrzydła wykonany z duralowej rury irezowanej chemicznie (średnica zmienia się płynnie od maks. 165 mm do min. 157 mm). Oś rury dźwigara usytuowana w ok. 25% ciężcy pła-ta. Pokrycie z blachy duralowej o grubości 0,8 mm. Zebra tłoczone z blachy duralowej o grubości 0,3 mm, tylko zebro nasadowe z blachy o grubości 1,5 mm. Zebra nawlekane na rurę dźwigara. Podziałka żeber zmienna — od 200 mm przy kadłubie do 345 mm w pobliżu końcówki. Bezszeliniowe kłapy zajmują ok. 60% rozpiętości i są trójpoleżeniowe — wychylane do 20° (start) lub 45° (ładowanie) z położenia neutralnego. Lotki bezszeliniowe, wyważone masowo i aerodynamicznie. Wychylenia lotek +25°/-15°. Konstrukcja lotek i kłap metalowa, jednodźwigarowa; pokrycie z blachy duralowej o grubości 0,5 mm. Na lewym skrzydle rurka pilota, może ona być chowana (wsuwana w skrzydło) w celu uchronienia jej od uszkodzeń podczas transportu rozmontowanego samolotu.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożami, kształty rozwijalne. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. Przednia część kadłuba, mieszcząca kabinę załogi i zbiornik paliwa oraz zaopatrzoną w okucia do mocowania skrzydeł, zespołu napędowego i podwozia, jest wykonana jako otwarta skrzynia z blach o grubości 1÷2 mm i kątowników duralowych. Podłoga kabiny załogi ma grubość 2 mm; pod nią, przed przejściem dźwigara przez kadłub, znajduje się zbiornik paliwowy. Kabina załogi z miejscami obok siebie. Miski foteli dostosowane do spadochronów siedzeniowych i wpuszczone w podłogę za dźwigarem skrzydła. Oszklenie kabiny jest dwuczęściowe i składa się z osłony przedniej odsuwanej do przodu oraz stałej osłony tylnej. Za fotelami znajdują się miejsca na bagaż. Tablica pokładowa z pojedynczym zestawem przyrządów, manipulatory instalacji pokładowych i dźwięczne sterowania zespołu napędowego zgrupowane na pulpicie usytuowanym centralnie pod tablicą przyrządów. Wnętrze kabiny nie jest ogrzewane. Tylna część kadłuba jest pokryta blachą duralową o grubości 0,8 mm i składa się z czterech paneli połączonych wręgami i podłużnicami. Wregi są tłoczone z blachy o grubości 0,8÷1,5 mm.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, obrys usterzenia pionowego — trapezowy ze skosem 35° na krawędź natarcia. Konstrukcja stateczników jednodźwigarowa półskorupowa. Stery jednodźwigarowe wyważone masowo i aerodynamicznie. Wyważenie masowe sterów jest włączone w układ sterowania i ukryte wewnątrz konstrukcji kadłuba. Profile usterzeń NACA 0012, kat zaklinowania usterzenia poziomego -1,5°. Wychylenia steru wysokości +25°/-15°. Ster wysokości jest zawieszony na trzech, a ster kierunku na dwóch zawiasach. Przed statecznikiem pionowym niewielka trójkątna płetwa.



**Sterowanie.** Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie sterem kierunku i lotkami ciężnowe, sterowanie sterem wysokości mieszane ciężnowo-popychaczowo-linkowe, kłapy wychylane elektrycznie.

**Podwozie.** Stałe, trójkolowe z kołami przednim. Golenie podwozia sprężyste. Goleń podwozia przedniego wykonana z pręta stalowego, golenie podwozia głównego — z resorów stalowych. Koło przednie w wleczonym widelcu, samonastawne, wychylne w zakresie po 60° w obie strony. Na kołach głównych hamulce. Wymiary wszystkich kół jednakowe: 400 × 150 mm. Wszystkie koła mogą być osłonięte kroplowymi owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego.

**Zespół napędowy.** Czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik rzędowy Avia M-332 o mocy maks. 84 kW (przy prędkości obrotowej 45 s<sup>-1</sup>) i przelotowej 70 kW (przy prędkości obrotowej 40 s<sup>-1</sup>). Śmigło dwulopatowe o stałych obrotach. Silnik zawieszony na wysięgnikowym łożu metalowym. Osłony zespołu napędowego metalowe. Indywidualne wyloty spalin są wyprowadzane w dół na lewą stronę. Rozruch silnika elektryczny.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik o pojemności 60 l umieszczony w kadłubie, pompa na silniku. Elektryczna — napięcie robocze 24/28 V, siły do rozruchu silnika, wychylania i chowania kłap skrzydłowych oraz zasilania pozostałych odbiorników pokładowych (radiostacja, przyrządy, oświetlenie).

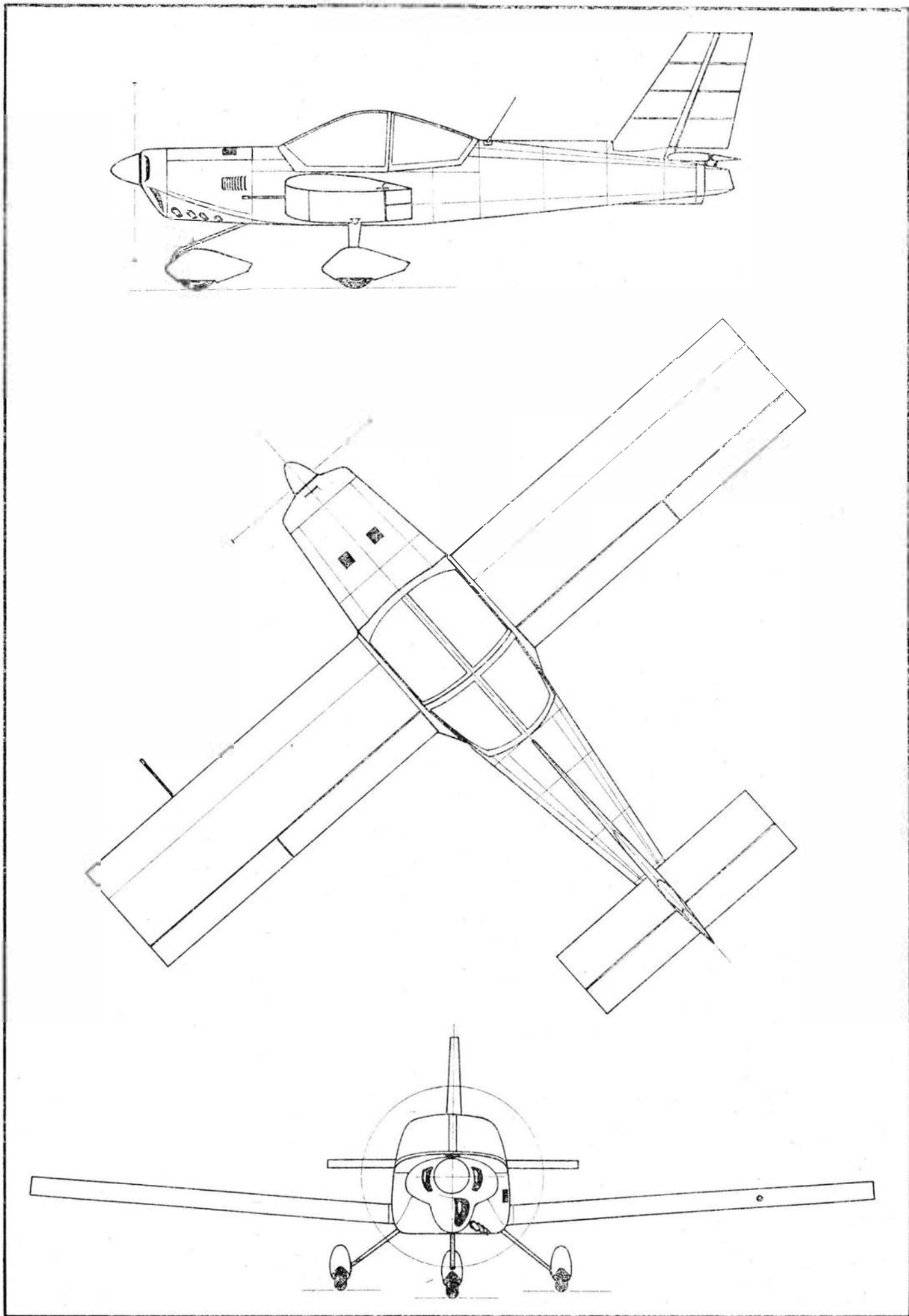
**Wposażenie.** Pojedynczy zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego, w jego skład wchodzi: sztuczny horyzont, prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, chylomierz, obrotomierz, termometry głowic cylindrowe i oleju, manometry paliwa i oleju. Radiostacja Balkan 5 i rozmównica pokładowa SPU-7.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Lider jest dziełem grupy konstruktorów-entuzjastów małego lotnictwa. Są to ludzie na ogół zawodowo związani z lotnictwem, więc amatorami nazwać ich nie można. Grupa ta, kierowana przez Piotra P. Almurzina, ma swą siedzibę w Kujbyszewie. Lider powinien być uznany za konstrukcję o przełomowym znaczeniu w radzieckiej technice lotniczej. Samolot ten zaprezentowano po raz pierwszy na zlocie konstruktorów-amatorów SLA-87. Charakteryzuje się on wyjątkowo lekką i zgrabną sylwetką oraz bardzo starannie przemyślaną konstrukcją o niewielkiej liczbie części składowych. Można dostrzec w jego koncepcji ślady inspiracji samolotem Zlin Z-42/142, jest to jednak raczej rozsądne jej rozwinięcie niż naśladownictwo, ponieważ Lider jest mniejszy i lżejszy, a może spełniać te same funkcje. Podstawowe założenia konstrukcyjne były następujące: prędkość maks. nie mniejsza niż 180 km/h, prędkość min. nie większa niż 85 km/h, pułap 4000 m, rozbieg i dobieg nie dłuższe niż 200 m, masa własna nie większa niż 540 kg, obciążenie powierzchni nośnej 65 kg/m<sup>2</sup>, maks. współczynnik obciążenia konstrukcji n = +5, trwałość min. 4000 h lotu, układ dolnopłata, zapas paliwa na 1,5÷2 h lotu, możliwość transportu zdemontowanego samolotu. Realizacja tych założeń oraz pewnych dodatkowych drugoplanowych wymagań doprowadziła do powstania samolotu o zwartej i prostej konstrukcji, zaprojektowanego logicznie i pod każdym względem poprawnie. Można mieć jedynie zastrzeżenia do usytuowania zbiornika paliwowego, lecz jest to mankament bardzo łatwy do usunięcia. Lider jest niewątpliwie jednym z najciekawszych konstrukcyjnie i najzgrabniejszych samolotów, jakie powstały w krajach RWPG. Istnieją zamiary podjęcia jego produkcji seryjnej i to ok. 120 samolotów rocznie. Gdyby się one powiodły, polski Koliber straciłby szansę na rynku radzieckim (a może i w innych krajach RWPG). Koliber miał Polsce zapewnić przodującą rolę w produkcji samolotów szkolno-sportowych w RWPG, lecz przeszkodził temu brak silników, za co ponoszą odpowiedzialność konkretni ludzie.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,50 m	Wydłużenie usterzenia	3,13
Długość	6,40 m	Masa własna	570 kg
Wysokość (w linii lotu)	2,55 m	Masa paliwa maks.	44 kg
Ciężka skrzydła	1,30 m	Masa startowa maks.	800 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,50 m	Obciążenie powierzchni	72,73 kg/m <sup>2</sup>
Ciężka usterzenia poziomego	0,80 m	Obciążenie mocy maks.	9,52 kg/kW
Baza podwozia	1,60 m	Prędkość maks.	230 km/h
Rozstaw podwozia	2,20 m	Prędkość przelotowa	190 km/h
Długość wnętrza kabiny	1,40 m	Prędkość lądowania	97 km/h
Szerokość wnętrza kabiny	1,20 m	Wznoszenie	6,5 m/s
Powierzchnia skrzydła	11,0 m <sup>2</sup>	Pułap	4500 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,1 m <sup>2</sup>	Zasięg	350 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,0 m <sup>2</sup>		
Wydłużenie skrzydła	0,57		

T.M.





Przemysł lotniczy

- 1 — wytwórnia samolotów; w. lotnicza, zakład produkcji s.
- 2 — w. śmigłowców
- 3 — w. szybowców
- 4 — w. silników lotniczych
- 5 — (zakład-)wytwórca samolotów
- 6 — produkcja samolotów
- 7 — typ samolotu
- 8 — projekt wstępny
- 9 — (doświadczalne) biuro konstrukcyjne
- 10 — konstruktor lotniczy
- 11 — główny k.
- 12 — dokumentacja konstrukcyjna; rysunki konstrukcyjne
- 13 — warunki techniczne, specyfikacja techniczna
- 14 — oryginalny rysunku
- 15 — odbitka światłoczuła, światłokopia
- 16 — biuro technologiczne
- 17 — technologia
- 18 — makleta
- 19 — prototyp
- 20 — budowa prototypu, wykonanie p.
- 21 — pierwszy lot p.; oblot p., oblatanie p.
- 22 — próby fabryczne; p. konstruktorskie
- 23 — p. w locie
- 24 — lot próbny; 1. doświadczalny
- 25 — latająca hamownia; latające laboratorium
- 26 — pilot doświadczalny, (p-)oblatywacz
- 27 — wymagania zgodności do lotu, przepisy z. do l.
- 28 — próby zgodności, p. typu, p. certyfikacyjne, p. państwowe
- 29 — świadectwo typu, certyfikat t.
- 30 — partia próbna, seria p. s. informacyjna
- 31 — wprowadzenie do produkcji (seryjnej), w. do serii
- 32 — produkcja seryjna
- 33 — p. według licencji, p. licencyjna
- 34 — produkt, wyrób
- 35 — tempo produkcji
- 36 — zamówienie
- 37 — dostawa
- 38 — zbyt, sprzedaż; transakcje
- 39 — warunki dostawy; w. sprzedaży
- 40 — (zakład-)dostawca
- 41 — odbiorca; użytkownik
- 42 — wyposażenie standardowe
- 43 — wyposażenie na specjalne zamówienie, opcje
- 44 — trasernia, dział rozrysowań płytowych
- 45 — archiwum (dokumentacji technicznej)
- 46 — wydział produkcyjny; oddział p.; dział p.
- 47 — modelarnia
- 48 — narzędziownia
- 49 — hartownia; wydział obróbki cieplnej
- 50 — w. tłoczenia na zimno; tłoczni
- 51 — w. spawalniczy, spawalnia

- 52 — galwanizernia
- 53 — lakiernia, malarnia
- 54 — montaż podzespołów, półmontaż
- 55 — wydział montażu, w. montażowy
- 56 — (od)dział prób w locie
- 57 — magazyn
- 58 — pakownia
- 59 — wysyłka, ekspedycja
- 60 — przedsiębiorstwo handlu zagranicznego
- 61 — kontrakt (sprzedaży-kupna)
- 62 — sprzedający; dostawca
- 63 — kupujący; nabywca
- 64 — jednostka miary
- 65 — przedmiot kontraktu
- 66 — ilość
- 67 — ciężar brutto
- 68 — c. netto
- 69 — cena jednostkowa
- 70 — całkowita suma (kontraktu)
- 71 — termin dostawy
- 72 — płatność
- 73 — warunki płatności
- 74 — gwarancja
- 75 — reklamacja
- 76 — zamienność zespołów
- 77 — wyposażenie lotniskowe; w. naziemne; w. hangarowe
- 78 — malowanie zewnętrzne
- 79 — znak rozpoznawczy
- 80 — napisy
- 81 — zmiany konstrukcyjne
- 82 — biuletyn eksploatacyjny
- 83 — modyfikację według biuletynów
- 84 — dokumentacja towarzysząca
- 85 — instrukcja użytkowania w locie
- 86 — i. obsługi technicznej
- 87 — opis techniczny
- 88 — instrukcja eksploatacji
- 89 — l. napraw
- 90 — katalog części (zamiennej)
- 91 — zestaw c. (z.) 1:1 (do 1 samolotu)
- 92 — spis narzędzi
- 93 — katalog połączeń sworzniowych
- 94 — certyfikat hałasowy
- 95 — świadectwo sprawności technicznej
- 96 — protokół niwelacji
- 97 — p. ważenia
- 98 — p. wyważenia
- 99 — sprawozdanie z próby w locie
- 100 — książka płatowca
- 101 — k. silnika
- 102 — przekazanie/odbior
- 103 — protokół zdawczo-odbiorczy
- 104 — wykaz usterek
- 105 — przeprowadzenie (samolotu) lotem
- 106 — ubezpieczenie
- 107 — odprawa celna
- 108 — wysyłka frachtem lotniczym
- 109 — w. kolejną
- 110 — stacja przeznaczenia
- 111 — wysyłka pocztą; przesyłka
- 112 — miejsce przeznaczenia

K.D.

Industrie aérienne

- 1 — ateliers (mpl) de constructions aéronautiques, usine (f) de c. a., u(f) aéronautique, u. d'aviation
- 2 — u. d'hélicoptères
- 3 — u. de planeurs
- 4 — u. de moteurs d'aviation
- 5 — fabricant (m) d'avions
- 6 — fabrication (f) d'avions, production (f) d'a.
- 7 — type (m) d'a.
- 8 — avant-projet (m)
- 9 — bureau (m) d'études (expérimental)
- 10 — constructeur (m) d'avion
- 11 — c. (m) en chef
- 12 — documentation (f) (technique) de construction; dessins (mpl) de définition de produit fini
- 13 — spécification (f) technique
- 14 — (dessin(m) — original)
- 15 — héliographie (f)
- 16 — bureau (m) des méthodes
- 17 — technologie (f)
- 18 — maquette (f) (d'aménagement)
- 19 — prototype (m)
- 20 — fabrication (f) de p., construction (f) de p.
- 21 — premier vol (m) p., v. initial de p.
- 22 — essais (mpl) à l'usine, e.-constructeur
- 23 — e. en vol, e. de v.
- 24 — v. (m) d'essai; v. d'étude
- 25 — banc (m) volant; laboratoire (m) aux essais en vol
- 26 — pilote (m) d'essai
- 27 — normes (fpl) de navigabilité
- 28 — essais (mpl) de certification, e. d'homologation
- 29 — certificat (m) (de navigabilité) de type
- 30 — pré-série (f)
- 31 — mise (f) en série, lancement (m) en s.
- 32 — fabrication (f) de s., f. en s., production (f) de s., p. en s., p. industrielle
- 33 — f. sous licence, p. sous l.
- 34 — produit (m)
- 35 — cadence (f) de fabrication, c. de production
- 36 — commande (f), ordre (m)
- 37 — livraison (f), fourniture (f)
- 38 — vente (f); transactions (fpl)
- 39 — conditions (fpl) de livraison, c. de vente
- 40 — fournisseur (m)
- 41 — acheteur (m), client (m), preneur (m); utilisateur (m)
- 42 — équipement (m) standard
- 43 — équipements (mpl) optionnels
- 44 — salle (f) des gabarits, s. à tracer
- 45 — archives (fpl) de documentation technique
- 46 — atelier (m) de fabrication, service (m) de f.
- 47 — a. de modelage
- 48 — service (m) d'outillage
- 49 — atelier de trempe; a. de traitement thermique
- 50 — a. d'emboûtissage
- 51 — a. de soudage
- 52 — (a. de traitement électrolytique)
- 53 — a. de peinture
- 54 — montage (m) de sous-ensembles

- 55 — atelier de m.
- 56 — station (f) d'essais de vol, centre (m) d'e. de v.
- 57 — magasin (m), dépôt (m), entrepôt (m)
- 58 — (atelier d'emballage)
- 59 — envoi (m), expédition (f)
- 60 — entrepise (f) du commerce extérieur, office (m) du c. e.
- 61 — contrat (m) (achat-vente)
- 62 — vendeur (m)
- 63 — acheteur (m)
- 64 — unité (f) de mesure
- 65 — objet (m) de contrat; marchandise (f)
- 66 — quantité (f)
- 67 — poids (m) brut
- 68 — p. net
- 69 — prix (m) unitaire
- 70 — total (m) (de contrat)
- 71 — délai (m) de livraison
- 72 — paiement (m), règlement (m)
- 73 — mode (m) de p.
- 74 — garantie (f)
- 75 — réclamation (f)
- 76 — interchangeabilité (f) de groupes
- 77 — équipement (m) d'aérodrome; é. au sol, c. terrestre
- 78 — peinture (m) externe, extérieure
- 79 — signe (m) d'identification
- 80 — inscriptions (fpl)
- 81 — (changements (mpl) de construction)
- 82 — bulletin (m) service
- 82 — améliorations (fpl) par bulletins, modifications (fpl) p. b.
- 84 — documentation (f) envoyée
- 85 — manuel (m) de vol
- 86 — m. d'entretien; guide (m) d'e.
- 87 — description (f) technique; notice (f) t.
- 88 — manuel (m) de service, m. de exploitation
- 89 — m. de dépannage, m. de réparations
- 90 — catalogue (m) de pièces de rechange, c. de p. de réserve
- 91 — jeu (m) de p. de r. (pour 1 avion)
- 92 — liste (f) d'outils
- 93 — catalogue (m) de joints, boulonnées
- 94 — certificat (m) acoustique
- 95 — c. d'aptitude au vol, c. apte au v.
- 96 — acte (m) de nivellement
- 97 — a. de pesage
- 98 — a. de centrage
- 99 — rapport (m) d'essai de vol
- 100 — livret (m) de bord, l. d'appareil
- 101 — l. de moteur, carnet (m) de m.
- 102 — mise (f), réception (f)
- 103 — acte (m) de r.
- 104 — liste (f) de défauts
- 105 — livraison (f) par air
- 106 — assurance (f)
- 107 — dédouanement (m), dédouanage (m)
- 108 — envoi (m) par fret aérien
- 109 — c. par chemin de fer
- 110 — gare (f) destinataire
- 111 — postage (m)
- 112 — destination (f)

# Modele atmosfery

Zastosowanie komputerów spowodowało istotne zmiany w metodach pracy inżyniera. Wielkości, które dawniej były znajdowane z wykresów lub odczytywane z tablic, obecnie są obliczane ze wzorów umieszczonych w programach komputerowych. Potrzebna jest do tego znajomość — z odpowiednią dokładnością — pewnych stałych i wzorów. Staramy się wypełnić tę lukę w danych dotyczących Atmosfery Wzorcowej. Ze względu na to, że publikowane w zachodniej literaturze fachowej (oraz tekstach programów) wielkości bywają podawane w jednostkach anglosaskich, podajemy pewne stałe także w tym układzie. Ponadto podajemy skróconą tablicę Atmosfery Wzorcowej ISA (z dokładnością do pięciu cyfr) dla umożliwienia testowania procedur liczących, użytych w programach. Wysokość jest podana w stopach dla umożliwienia Czytelnikowi dokonania wyboru dokładności, z jaką zechce przeliczyć ją na metry.

## Atmosfera Wzorcowa ICAO

Przyjęta międzynarodowo Atmosfera Wzorcowa zwana jest Atmosferą Wzorcową ICAO lub Międzynarodową Atmosferą Wzorcową (International Standard Atmosphere ISA). Atmosfera Wzorcowa amerykańska, US Standard Atmosphere 1962, jest zgodna z nią aż do wysokości 65 000 stóp. Przyjęty model odpowiada zerowej zawartości

TABLICA 1. Wartości dla poziomu morza

	Jednostki metryczne	Jednostki anglosaskie
Ciśnienie $p_0$	1,013250 · 10 <sup>5</sup> N/m <sup>2</sup> 760 mm Hg	2116,22 lb/ft <sup>2</sup> 29,92 in. Hg
Temperatura	288,15 K	518,67 °R 59,0 °F
Przyspieszenie ziemskie	9,80665 m/s <sup>2</sup>	32,1741 ft/s <sup>2</sup>
Gęstość	1,2250 kg/m <sup>3</sup> 0,12492 kG · s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	0,176474 lb/ft <sup>3</sup> 0,0023769 lb · s <sup>2</sup> /ft <sup>4</sup>
Lepkość kinematyczna	1,4706 · 10 <sup>-5</sup> m <sup>2</sup> /s	1,5723 · 10 <sup>-4</sup> ft <sup>2</sup> /s
Lepkość	1,7894 · 10 <sup>-3</sup> kG/m · s 1,76363 · 10 <sup>-4</sup> N/m · s	1,2024 · 10 <sup>-3</sup> lb/ft · s
Wysokość izotermiczna	11 000 m	36 089 ft
Temp. na wysokości izotermicznej	-56,5 °C	-69,7 °F
Spadek temp. od wysokości 0 m do wysokości izotermicznej	-6,5 °C/1000 m	-3,57 °F/1000 ft

pary wodnej lub wody skondensowanej oraz kurzu, zaś powietrze ma właściwości gazu doskonałego.

## Właściwości powietrza

Prędkość dźwięku w powietrzu  $c = 20,05 \cdot \sqrt{T}$   
przy czym:  $c$  w m/s dla  $T$  w K.

Gęstość powietrza (względna  $\rho/\rho_0 = (p/p_0) \cdot (T/T_0)$ )

$$\text{Współczynnik lepkości } \mu_c = \frac{\beta \cdot T^{3/2}}{T + S}$$

przy czym wartości wstawiane do wzoru wynoszą:

	w układzie metrycznym K	w układzie anglosaskim °Rankina
$T$ — temp.	1,458028 · 10 <sup>-6</sup> kG/m · s · $\sqrt{K}$	7,3025 · 10 <sup>-7</sup> lb/ $\sqrt{R}$
$\beta$ — współczynnik	1,429837 · 10 <sup>-5</sup> N/m · s · $\sqrt{K}$	
$\mu$ — współczynnik lepkości	kG/m · s lub N/m · s	lb/m · s

Temperaturę w stopniach Rankina oblicza się ze wzoru:

$$T, ^\circ R = t, ^\circ F + 459,7$$

TABLICA 2. Wartości ciśnienia względnego i gęstości względnej Atmosfery Wzorcowej ISA (do sprawdzania dokładności procedur liczących, użytych w programach)

Wysokość, ft	$p/p_0$	$T/T_0$
0	1,0000	1,00000
5 000	0,8320	0,86167
10 000	0,6788	0,73848
15 000	0,5643	0,62924
20 000	0,4595	0,53281
25 000	0,3711	0,44812
30 000	0,2970	0,37413
35 000	0,2353	0,30987
40 000	0,1851	0,24617
45 000	0,1455	0,19358
50 000	0,1145	0,15223

Przybliżeniem (zgodność z tablicami do czterech i pięciu cyfr znaczących) są następujące wzory:

— dla gęstości względnej (do 11 000 m):

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{H}{41332}\right)^{4,256}$$

gdzie:  $H$  — wysokość ciśnieniowa w m,

— dla ciśnienia względnego (w tym samym zakresie):

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{H}{41332}\right)^{5,256}$$

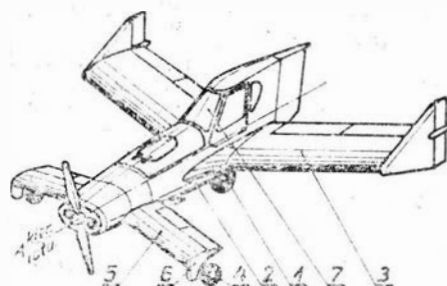
Opracował A.K.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Warszawa-Okęcie, Zakład Doświadczalny Samolotów Lekkich i Wyposażenia Agrolotniczych zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Samolot rolniczy w układzie kaczki, autorstwa Andrzeja Frydrychewicza i Witolda Błażejewicza.

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji samolotu do rozpręstrzenia z powietrza środków sypkich i ciekłych, łączącego w jednym zespole funkcje usterzenia poziomego i podwozia przedniego.

Samolot ma podwozie wyposażone w jedno koło główne 1 o dużej średnicy, umie-



szczone pod kadłubem 2 w pobliżu płata nośnego 3, oraz dwa mniejsze koła przed-

nie 4, zamocowane do usterzenia poziomego 5 na jego końcach i osłonięte owiewkami 6. Koło główne 1 zaopatrzona jest w niskociśnieniową oponę i częściowo schowane do wnętrza kadłuba 2.

Usterzenie poziome 5 ma ujemny wznios, dzięki czemu spływająca z niego ścieżka wirowa układa się z dala od płata nośnego 3, a niezależnie od tego powiększa się pole widoczności z kabiny pilota 7.

Skrót opisu patentowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1988, w klasie B64C, pod nr 260129.

# Wyniki komputerowych obliczeń współczynnika napełnienia i składu mieszanki gaźnikowego silnika tłokowego

Mgr inż. JERZY SZCZECIŃSKI  
Zakład 31 ITWI.

O cechach użytkowych silnika, a zwłaszcza o jego mocy z jednostki objętości skokowej i jednostkowym zużyciu paliwa, współdecydują dwie wielkości: stopień napełnienia  $\eta_v$ , czyli stosunek masy świeżego ładunku doprowadzonego do cylindra do masy ładunku wynikającego z objętości skokowej cylindra i współczynnik składu mieszanki  $\lambda$  określany jako stosunek masy powietrza w świeżej mieszance doprowadzonej do cylindra, do masy powietrza teoretycznie potrzebnej do spalania paliwa zawartego w mieszance. Obydwie wartości tych wskaźników, tj. stopień napełnienia  $\eta_v$  i skład mieszanki  $\lambda$ , można obecnie wyznaczyć obliczeniowo, gdy znane są liczbowe wartości parametrów przepływowych układu dolotowego i wylotowego silnika oraz dysz paliwowych i powietrznych gaźnika, które określa się na stanowisku pomiarowym. Natomiast jakość mieszanki, tj. przede wszystkim stopień odparowania paliwa w gaźniku (a także w dalszych częściach układu dolotowego i w komorze spalania cylindra do chwili zapłonu) można ocenić jedynie w sposób eksperymentalny na specjalistycznych stanowiskach badawczych — przepływowych i hamownianych.

## Model obliczeniowy

W celu przeprowadzenia badań obliczeniowych pracy gaźnika w warunkach możliwie najbardziej zbliżonych do rzeczywistych opracowano model obliczeniowy pracy silnika tłokowego umożliwiający określenie współczynnika napełnienia cylindrów i składu mieszanki. Przy konstrukcji algorytmu oparto się na pracach prowadzonych w Zakładzie Napędów Lotniczych WAT, uległ on jednak dużym przemianom i kolejnemu uściśleniu. Dużą pomoc stanowił interpreter TURBO BASIC XL współpracujący z mikrokomputerem ATARI 130 XE — umożliwił on stosowanie procedur programowych w ogólnie znanym języku, co pozwoliło na programowanie strukturalne oszczędzające jednocześnie pamięć RAM. Korzystając z tych możliwości cały program obliczeniowy podzielono na następujące procedury:

— procedura cylinder — w tym fragmencie programu są obliczane wszystkie wielkości wynikające z opróżniania cylindra ze spalin, napełniania świeżym ładunkiem oraz wielkości konieczne do wyznaczenia stopnia napełnienia cylindra;

— procedura kolektor — ten fragment programu wylicza wszelkie wielkości wynikające z przemian termodynamicznych i przepływowych zachodzących w kolektorze dolotowym, a więc w objętości ograniczonej z jednej strony zaworem ssącym cylindra, z drugiej gaźnikiem silnika;

— procedura dolot — ten fragment programu wyznacza parametry termodynamiczne i przepływowe w układzie dolotowym, czyli w objętości ograniczonej z jednej strony gaźnikiem silnika, z drugiej wlotem do silnika (często jest to wlot do filtra powietrza);

— procedura symulacja — ten fragment programu symuluje przebieg zmian współczynnika przepływu przez zawór dolotowy i wylotowy oraz pole efektywne szczelin zaworowych.

Takie ujęcie sposobu obliczania napełnienia silnika umożliwiło bardzo proste rozszerzenie modelu, a liczba dołączanych cylindrów była zależna od liczby zmiennych w mikrokomputerze (bez korzystania z pomocy dyskietki). Novum w opisywanym programie polega na tym, że każdy cylinder zasysa mieszankę z kolektora wlotowego, a więc każdy następny włączający się do pracy cylinder zasysa czynnik o innych parametrach termodynamicznych, co wpływa na jego stopień napełnienia. Konstrukcja programu umożliwia śledzenie tych parametrów, porównywanie ich wartości dla określonych położeń wału korbowego silnika, w różnych cylindrach, bowiem komputer obli-

cza parametry pracy każdego cylindra oddzielnie. Takie podejście do konstrukcji programu uruchomiło, oprócz dalszego zbliżenia się do rzeczywistych warunków pracy silnika, mechanizm samobilansowania się mas w cylindrach w czasie wykonywanych obliczeń, co spowodowało, że po kilku napełnieniach jednego cylindra różnice w kolejnych wartościach współczynnika  $\eta_v$  praktycznie zanikają.

Obliczenia gaźnika prowadzi się korzystając z modelu możliwie wiernie odtwarzającego właściwości i cechy przepływowe rzeczywistego gaźnika dla rozważanych zakresów jego pracy.

Na rys. 1 przedstawiono schemat gaźnika z zaznaczeniem podstawowych elementów wpływających na stopień rozdrobnienia paliwa i jednorodność wytwarzanej mieszanki. Strumień powietrza przepływający przez gardziel gaźnika 1 wywołuje podciśnienie w jej przekroju minimalnym. Przekrój wylotowy rozpylacza 2 usytuowany w przekroju minimalnym tej gardzieli wymusza przepływ paliwa przez dyszę paliwową 4 i przepływ powietrza przez tzw. dyszę hamowania powietrznego 3. Strumień powietrza napływającego przez tę dyszę wypływa szeregiem otworków w rurce emulsyjnej 6 powodując rozdrobnienie paliwa napływającego do przestrzeni rurki emulsyjnej i wytwarzając emulsję paliwowo-powietrzną. Niezbędny zapas paliwa umożliwiającą tworzenie mieszanki w warunkach chwilowego, nawet bardzo dużego, zapotrzebowania na nie zapewnia komora pływakowa 5 o odpowiednio dobranej objętości. Pływak nie zaznaczony na rysunku, ogranicza najwyższy poziom paliwa nie dopuszczając do przelewania gaźnika.

W tym przypadku, jak przy obliczeniach stopnia napełnienia cylindrów silnika, wyznaczono chwilowe prędkości i natężenia przepływu przez dysze i inne części przepływowe gaźnika wymuszone ssącym działaniem cylindrów silnika. Obliczenia parametrów pracy gaźnika prowadzono jednocześnie z obliczeniami stopnia napełnienia cylindrów silnika. Wykonano je dla kolejnych położeń wału korbowego silnika — krok obliczeniowy odpowiadał  $0,5^\circ$  kąta obrotu wału korbowego — w całym zakresie napełniania cylindrów i przepływu przez gaźnik i jego elementy: powietrza, paliwa i mieszanki paliwowo-powietrnej. W procesie napełniania i tworzenia mieszanki w gaźniku obliczenia prowadzono dotąd, aż różnica między kolejno obliczanymi (podezas kolejnego napełniania cylindrów) wartościami napełniania, i sumarycznego (średniego) składu mieszanki nie przekraczała 1%. Przyjęto, że uzyskane wyniki są wówczas wiarygodne. Wszystkie równania dotyczące gaźnika wstawiono do już opracowanego programu napełniania silnika pod postacią procedury gaźnik. W ten sposób skonstruowany program, poza jasnością schematu, znacznie przyspiesza obliczenia.

Wykonane obliczenia pozwalają na ocenę chwilowych wartości składu mieszanki, a ze zsumowania ilości zassanego powietrza i paliwa można ocenić chwilową i ostateczną, uśrednioną wartość składu mieszanki doprowadzonej do cylindrów silnika. Taki sposób prowadzenia obliczeń pozwala na zrozumienie dynamiki procesu tworzenia mieszanki w gaźniku i ścisły związek tego procesu z procesem napełniania cylindrów silnika, związanego z kolei z cechami przepływowymi zaworów, układu dolotowego i gaźnika, objętościami tych układów, a ściślej z proporcjami tych objętości w stosunku do objętości cylindrów oraz liczbą cylindrów zasilanych przez jeden gaźnik. Model obliczeniowy uwzględnia oczywiście także ewentualne występowanie przepływów zwrotnych przez gaźnik dla rozważanego zakresu prędkości obrotowych silnika.

Uproszczoną (ideową) postać algorytmu przedstawia rys. 2.

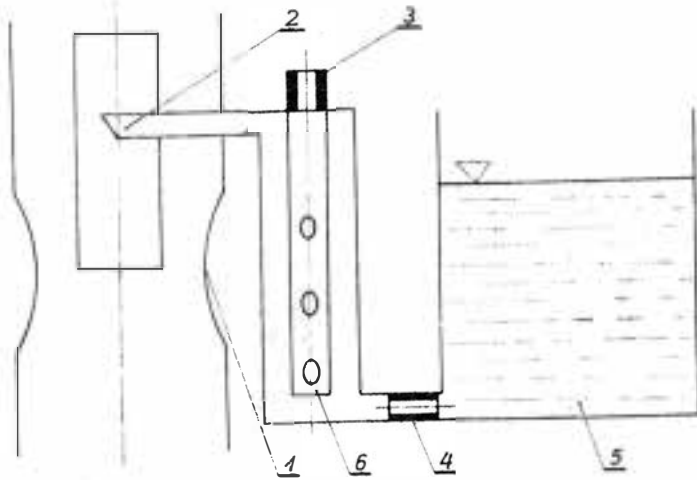
## Założenia obliczeniowe i badawcze

Dla programu opisującego proces napełniania poczyniono następujące założenia upraszczające:

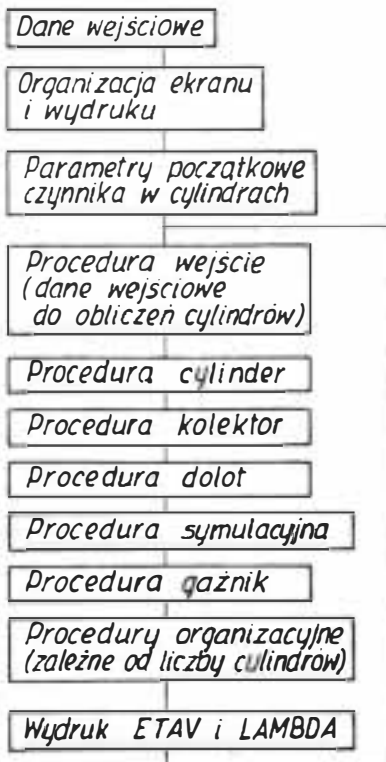
- pominięto wymianę ciepła między ładunkiem a ścianami ograniczającymi przestrzeń cylindra oraz między ładunkiem a ścianami kanałów przepływowych;
- pominięto zjawiska falowe towarzyszące procesowi przepływu ładunku przez układ dolotowy i wylotowy;
- procesy przyjęto za ustalone w warunkach kroku obliczeniowego, co umożliwiło korzystanie z równań równowagi termodynamiki klasycznej;
- przepływ przez układ dolotowy i wylotowy jest przepływem jednowymiarowym i izentropowym;
- za czynnik roboczy przyjęto gaz półdoskonały, tzn. o ciepłe właściwym zależnym tylko od składu chemicznego;
- czynnik roboczy w cylindrze jest doskonale wymieszany (a zatem jednorodny) w każdej chwili oraz porusza się z prędkością tłoka.

Dla programu opisującego pracę gaźnika przyjęto następujące założenia upraszczające:

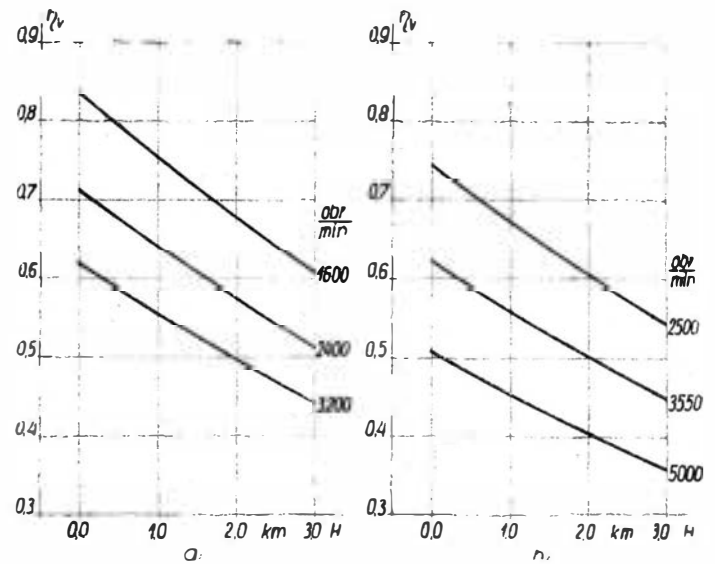
- nie uwzględniono bezwładności paliwa w czasie jego rozpędzania w układzie dolotowym;
- nie uwzględniono parowania paliwa w układzie dolotowym;
- założono że mieszanka w układzie dolotowym jest jednorodna.



Rys. 1. Schemat gaźnika: 1 — gardziel, 2 — rozpylacz, 3 — dysza hamowania powietrznego, 4 — dysza paliwowa, 5 — komora pływakowa, 6 — rurka emulsyjna



Rys. 2. Algorytm obliczeń



Rys. 3. Przebieg współczynnika napełnienia cylindrów  $\eta_v$  w funkcji wysokości, na której pracuje silnik, dla różnych prędkości obrotowych silnika: a) silnik PZL F 2A-120C, b) silnik Fiat 126AB

Ze względów porównawczych obliczenia przeprowadzono dla dwóch silników o podobnym układzie konstrukcyjnym: PZL Franklin 2A-120C oraz Fiat 126AB. Silniki te są przeznaczone do dwóch różnych celów — silnik PZL jest jednostką napędową lekkiego samolotu, natomiast silnik Fiat jest jednostką napędową samochodu małodlitrażowego.

Za cel obliczeń uznano określenie wartości współczynnika napełnienia i składu mieszanki dla różnych prędkości obrotowych wału korbowego i wysokości, na których silnik pracuje.

Przyjęto następujące obliczeniowe prędkości obrotowe wału korbowego: prędkość obrotowa maks., połowa prędkości maks. i prędkość obrotowa pośrednia oraz zakres wysokości od 0 do 3000 m.

Wartości parametrów otoczenia, a więc ciśnienia, temperatury i gęstości, przyjęto zgodnie z Atmosferą Wzorcową.

Obliczenia wykonano dla całkowitego otwarcia przepustnicy gaźnika, tzn. dla warunków pełnego obciążenia silnika.

## Wyniki obliczeń

Na rys. 3 przedstawiono przebiegi współczynników napełnienia silników PZL i Fiat dla różnych prędkości obrotowych wału korbowego w funkcji wysokości pracy silnika. Z wykresów widać, że w przyjętym zakresie prędkości obrotowej współczynniki napełnienia silnika lotniczego są większe niż dla silnika trakcyjnego, co wynika z założeń konstrukcyjnych związanych z przeznaczeniem silnika. Ponadto na wykresach można zauważyć ogólną prawidłowość znacznego spadku napełnienia wraz ze wzrostem wysokości, na której pracuje silnik, jak i ze wzrostem prędkości obrotowej silnika.

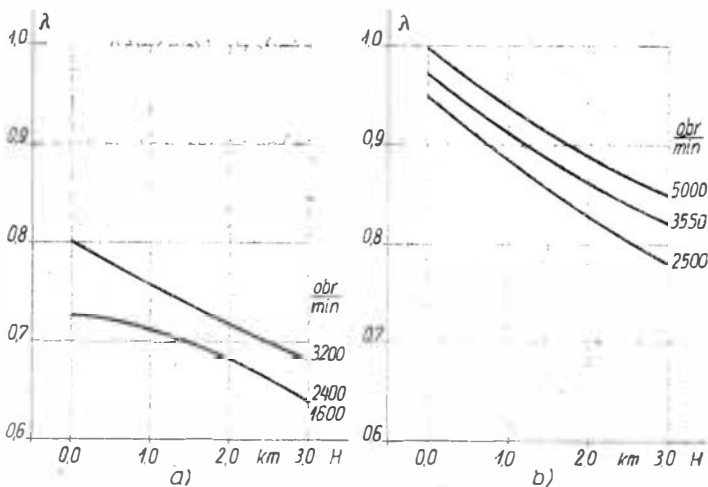
Rys. 4 przedstawia zmiany współczynników składu mieszanki, przy czym podaje się je w wartościach względnych, przyjmując wartość współczynnika składu mieszanki silnika Fiat dla  $H = 0$  i  $n = 5000$  jako równą 1. Z porównania obu wykresów widać, że współczynniki dla silnika lotniczego są znacznie mniejsze od wartości obliczeniowych dla silnika trakcyjnego. Widać tu wyraźnie dla prędkości obrotowej 1600÷2400 obr/min spłaszczenie przebiegu charakterystyki  $\lambda$  w zakresie wysokości 0÷1000 m, a więc w zakresie najczęściej używanym w eksploatacji. To, że gaźnik silnika lotniczego jest znacznie bogaciej regulowany niż silnika trakcyjnego wynika z kilku zasadniczych powodów: z konieczności chłodzenia silnika paliwem, które parując zmniejsza temperaturę silnika; z konieczności zmniejszenia skłonności do spalania detonacyjnego związanej z dużą objętością skokową jednego cylindra; z konieczności zapewnienia dużej i stałej mocy startowej (silnik nie może wykazywać spadku mocy wskutek przegrzania cylindrów bądź nienormalnego procesu spalania).

Taka regulacja silnika lotniczego powoduje, że wzbogacenie składu mieszanki wraz z wysokością (proces naturalny, jak widać z wykresów) może wywołać w określonych warunkach nienormalną pracę silnika, a z pewnością nad-

mierne zużycie paliwa. Zjawisko wzbogacania mieszanki wraz z wysokością lotu zmusiło konstruktorów do stosowania w gaźnikach silników lotniczych urządzeń zwanych korektorami wysokościowymi. Mogą być one przedstawiane ręcznie bądź automatycznie — zwiększając straty przepływu paliwa przez dyszę paliwową powodując zmniejszenie dopływu paliwa do silnika. Mogą również albo utrzymywać stały skład mieszanki wraz z wysokością, albo doprowadzać go do najbardziej ekonomicznego w danych warunkach lotu (np. samoloty turystyczne, rozpoznawcze, łącznikowe). W silniku trakcyjnym gaźnik wytwarza mieszankę zdecydowanie uboższe, aby przy stosunkowo wysokim stopniu napełnienia silnika zapewnić skład mieszanki taki, który gwarantowałby małe eksploatacyjne zużycie paliwa. Ze zmian tego współczynnika  $\lambda$  z wysokością widać, że silnik Fiat nie był konstruowany z myślą o pracy w tak różnych warunkach, wzbogacanie jest więc większe niż w silniku lotniczym, przy czym wzrost jest w przybliżeniu stały wraz ze wzrostem wysokości pracy.

Rys. 5 przedstawia zmiany współczynnika napełnienia  $\eta_v$  i współczynnika składu mieszanki  $\lambda$  w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego silnika dla różnych wysokości. Wykres ten jest niejako połączeniem rys. 3 i 4 i ich innym zorientowaniem. Widać z nim różnice w przebiegach i wartościach omawianych wielkości dla obu silników. Cechą szczególną silnika PZL Franklin jest znaczne zubożenie mieszanki w zakresie maksymalnych prędkości obrotowych, podczas gdy w przypadku silnika Fiat zubożenie przy stosowanym modelu obliczeniowym wykazuje charakter ciągły.

Rys. 6 przedstawia przebiegi stosunku  $\eta_v/\lambda$  dla obu silników w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego dla różnych wysokości. Przedstawiony stosunek pokazuje potencjalne możliwości energetyczne mieszanki doprowadza-



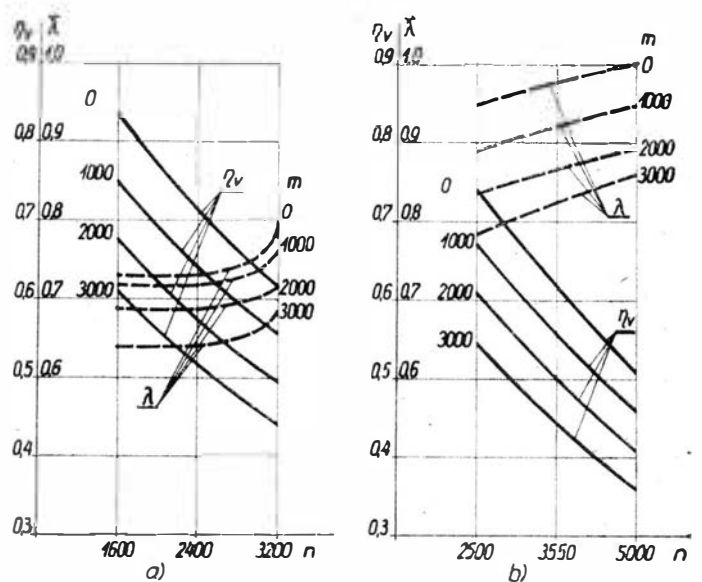
Rys. 4. Przebiegi współczynnika składu mieszanki  $\lambda$  w funkcji wysokości, na której pracuje silnik, dla różnych prędkości obrotowych silnika: a) silnik PZL F 2A-120C, b) silnik Fiat 126AB

nej do cylindrów silnika w danych warunkach. Z przedstawionych przebiegów wynika, że dla obu silników spadek tych wielkości w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego jest podobny, natomiast potencjalne możliwości energetyczne cylindrów silnika PZL Franklin są wyższe, a to głównie z powodu dużej wartości  $\eta_v$  i małej  $\lambda$ . (W powyższej analizie nie uwzględniono optymalnych zakresów wartości współczynnika  $\lambda$  pod względem mocy silnika, a jedynie właściwości energetyczne).

### Wnioski

Podjęta próba symulacji komputerowej pracy podstawowego układu tworzenia mieszanki — gaźnika, w powiązaniu z pracą układu dolotowego i kolektora ssącego wynika z ssącego działania poruszających się cyklicznie tłoków w cylindrach znacznie rozszerza wiedzę o tworzeniu mieszanki w warunkach zmiennych prędkości i ciśnienia — wymuszanych zasysaniem mieszanki. Z uzyskanych wyników obliczeń numerycznych można wyciągnąć wnioski nie tylko o znaczeniu poznawczym, ale także i praktycznym.

● W silniku lotniczym ze względu na stosunkowo małe prędkości obrotowe wału korbowego, wynikające z optymalnych warunków pracy śmigła, projektuje się fazy rozrządu inaczej niż dla silnika trakcyjnego. W silniku lotniczym otwarcie zaworu ssącego (dolotowego) następuje na

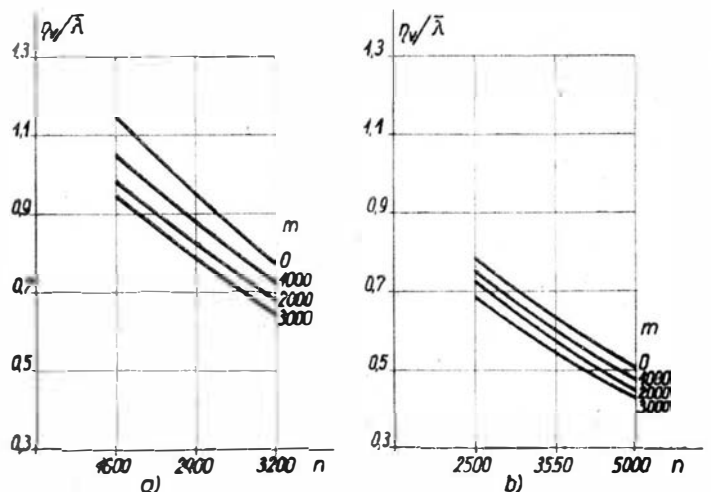


Rys. 5. Przebiegi współczynnika składu mieszanki  $\lambda$  oraz napełnienia  $\eta_v$  w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego dla różnych wysokości, na których pracuje silnik: a) silnik PZL F 2A-120C, b) silnik Fiat 126AB

krótko przed zwrotem zewnętrznym tłoka w cylindrze, a jego wznios powiększa się szybko wraz z kątem obrotu wału korbowego. Zamknięcie zaworu następuje stosunkowo szybko po osiągnięciu przez tłok zwrotu wewnętrznego. Takie fazy rozrządu zapobiegają nadmiernemu wypływowi spalin do układu dolotowego na początku napełniania i ucieczce ładunku do układu dolotowego z cylindra pod koniec napełniania. Mała prędkość obrotowa wału korbowego umożliwia stosowanie dużych średnic zaworów (mniejsze ograniczenia wytrzymałościowe niż w silnikach trakcyjnych). Tak więc fazy rozrządu i średnice zaworów umożliwiają osiąganie dużych wartości współczynnika napełnienia przy małych prędkościach obrotowych silnika.

W silnikach trakcyjnych otwarcie zaworu dolotowego następuje na długo przed osiągnięciem przez tłok zwrotu zewnętrznego, a zamknięcie długo po osiągnięciu przez tłok zwrotu wewnętrznego. Wynika to ze znacznych prędkości obrotowych rozwijanych przez silnik, a przez to ograniczeń wytrzymałościowych układu rozrządu. Szerokie fazy rozrządu zapewniają względnie duży współczynnik napełnienia przy dużych wartościach prędkości obrotowych wału korbowego, ale niestety znacznie go zmniejszają w zakresie małych wartości tych prędkości. Wynika to ze znacznych ucieczek ładunku z cylindra na początku i końcu procesu napełniania. Przy dużych prędkościach obrotowych cylinder napełnia się mimo faktu, że tłok znajduje się dawno po zwrocie wewnętrznym.

● W silniku lotniczym obserwuje się (w stosunku do silnika trakcyjnego) małe wartości współczynnika składu mieszanki. Wynikają one tak z konstrukcji samego gaźnika, jak i z konstrukcji silnika. Takie cechy konstrukcji



Rys. 6. Przebiegi stosunku  $\eta_v/\lambda$  w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego silnika dla różnych wysokości, na których pracuje silnik: a) silnik PZL F 2A-120C, b) silnik Fiat 126AB

cd. na s. 20

# Hydro 2000 – olbrzymie „juczne zwierzę”

Mgr inż. JAN ZWIERZYŃSKI

Większość producentów samolotów cywilnych koncentruje się na poprawieniu osiągnięć samolotów pasażerskich. Tymczasem mała grupa europejskich specjalistów lotniczych poszukuje drogi rozwoju nowo odkrytego poddźwiękowego wodnosamolotu do przewozu towarów. Grupa ta, znana pod nazwą Hydro 2000 International Association, jest przekonana, że lotnictwo powinno mieć większy udział w światowym rynku przewozu towarów. Jej ambitnym celem jest utworzenie międzynarodowego konsorcjum dla budowy 1000-tonowego wodnosamolotu mogącego przewieźć 400 t ładunku na odległość 7000 km.

Zdaniem założycieli stowarzyszenia budowa takiego samolotu jest już technicznie realna. Przekonanie to jest oparte na dwóch studialnych projektach dużego wodnosamolotu, wykonanych w 1981 i 1982 r. przez Georgesa Ricarda — głównego inżyniera zakładów Breguet i zmarłego już prof. Claudiusa Dorniera — byłego szefa zachodniemieckich zakładów lotniczych noszących jego imię. Hydro 2000 weryfikuje obecnie projekt prof. C. Dorniera, w swoim czasie życzliwie przyjęty przez Ministerstwo Transportu RFN. Oczekuje się, że połączenie tego projektu ze studium G. Ricarda pozwoli wyprodukować 1000-tonowy wodnosamolot.

Wprawdzie dostępne technologie pozwoliłyby zbudować taki wielki samolot, jednakże pociąga to za sobą ogromne wydatki, których ani pojedynczy producent, ani pojedynczy rząd nie jest w stanie ponieść. W związku z tym grupa Hydro 2000 zamierza powołać międzynarodowe konsorcjum.

Koszty przedsięwzięcia szacuje się na ok. 2,5 mld USD. Biorąc jednak pod uwagę, że większość potrzebnych technologii jest już znana, możliwe, że koszt będzie mniejszy i wyniesie ok. 1,5 mld USD, a więc nawet mniej niż koszt budowy Boeinga 747. Jednak nawet taki koszt byłby nadal za wysoki dla jednego przedsiębiorstwa czy kraju. Stąd pomysł konsorcjum (podobnego do Airbus Industrie).

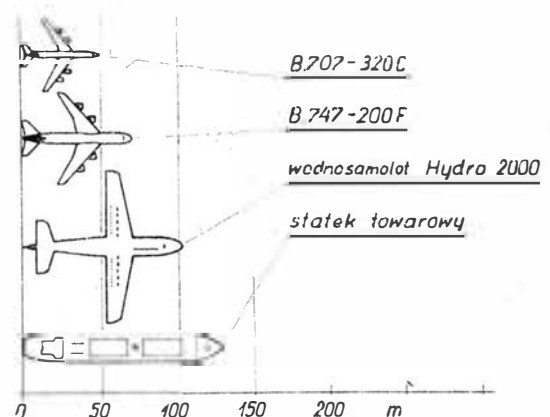
Stowarzyszenie twierdzi, że nawiązało już kontakty z wieloma wytwórcami i jest przekonane, że wykazane przez nich zainteresowanie uzasadnia rozpoczęcie wstęp-

nych prac. Przewiduje się, że Hydro 2000 już w 1988 r. będzie organizacją handlową specjalizującą się w badaniach nad wodnosamolotem o wielkim udźwigu. Jeżeli wszystko potoczy się zgodnie z planami, nowy gigant może znaleźć się w eksploatacji już w połowie następnej dekady.

## Dlaczego budować wodnosamolot o tak wielkiej zdolności przewozowej?

Statystyki wskazują, że z ponad 600 mln towarów przewiezionych w 1986 r. tylko 1% przewiozły samoloty, natomiast reszta została przewieziona morzem. Zwolennicy Hydro 2000 są przekonani, że udział transportu lotniczego w przewozie towarów powinien być większy, zwłaszcza że wg przewidywań przewozy towarowe będą stale wzrastały, także w następnym stuleciu.

Przydatność wielkiego wodnosamolotu uzasadnia się tym, że stopniowo zmniejsza się produkcja statków, a nawet



Rys. Porównanie wymiarów samolotów i statku

ci. ze s. 19

silnika, jak: wielkość cylindrów, wielość średnic gniazd zaworowych, fazy rozrządu, objętość kolektora ssącego i objętość układu dolotowego w zasadniczy sposób wpływają na warunki przepływu powietrza, a w konsekwencji na przebieg zmian ciśnienia w gardzieli gaźnika i wytwarzaną przez niego mieszankę. Zmienność tych warunków tak w funkcji prędkości obrotowej, jak i wysokości powoduje określone zmiany w składzie mieszanki wytwarzanej przez gaźnik.

\* \* \*

Podsumowując można stwierdzić, że na pracę gaźnika mają wpływ nie tylko jego własne cechy przepływowe (regulowane bądź nie), ale praktycznie cała konstrukcja silnika, która wpływa na napełnienie i skład mieszanki. To też należy pamiętać, że nie można rozpatrywać silnika tłokowego (bez różnicy czy jest to silnik lotniczy, trakcyjny czy wyczynowy) wybiórczo, bowiem jest to układ wzajemnych powiązań funkcyjno-wynikowych. Tak więc dla zapewnienia możliwych największych osiągnięć silnika — dużej mocy i momentu obrotowego oraz stosunkowo małego jednostkowego zużycia paliwa (dużej sprawności) — należy równolegle obserwować i ewentualnie optymalizować proces tworzenia mieszanki i napełniania silnika. Szanse takiej oceny daje komputerowa technika obliczeniowa, która nie tylko umożliwia szybsze ustalenie kierunków celowych zmian konstrukcyjnych niż metoda eksperymentalna,

lecz jest znacznie od niej tańsza. Ta ostatnia jest zawsze metodą weryfikacyjną.

## LITERATURA

1. M. BERNHART: Badania trakcyjne silników spalinowych. WKiŁ Warszawa, 1970
2. J. BUKOWSKI: Mechanika płynów. PWN Warszawa, 1975
3. P. DZIERŻANOWSKI i in.: Napędy lotnicze — silniki tłokowe. WKiŁ Warszawa, 1983
4. CZ. KORDZIŃSKI: Układy wylotowe szybkoobrotowych silników spalinowych. WKiŁ Warszawa, 1964
5. A. KOWALEWICZ: Tworzenie mieszanki i spalanie w silnikach o zapłonie iskrowym. WKiŁ Warszawa, 1984
6. K. NIEWIAROWSKI: Tłokowe silniki spalinowe. WKiŁ Warszawa, 1983
7. M. ORKISZ: Wpływ cech geometrycznych układu dolotowego na napełnianie jednocylindrowego silnika. Rozprawa doktorska, WAT, 1985
8. A. PIĘTAK: Wpływ modyfikacji układu dolotowego na napełnianie tłokowego silnika spalinowego. Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa, 1984
9. R. PRANDTL: Dynamika przepływów. PWN Warszawa 1956
10. R. PROCIĄK: Numeryczna ocena wpływu wybranych cech konstrukcyjnych i warunków lotu na proces napełniania lotniczych silników tłokowych. Rozprawa doktorska, WAT Warszawa 1986
11. W. PROSNAK: Mechanika płynów — dynamika gazów. PWN Warszawa 1971
12. K. SIEK: Wpływ procesu wymiany ładunku na parametry tłokowych silników spalinowych. Rozprawa doktorska, WAT Warszawa 1983
13. R. STANISZEWSKI: Sterowanie zespołów napędowych. WKiŁ Warszawa 1980
14. T. SRODULSKI, M. ZABŁOCKI: Gaźniki samochodowe. PWT Warszawa 1986
15. S. WISNIEWSKI: Podstawy termodynamiki silników spalinowych. WNT Warszawa 1963

zamyka się stocznie, zaś konwencjonalne samoloty mają masę startową nie większą niż 500 t, ponieważ większa masa wymagałaby szerszych i dłuższych dróg startowych oraz dodatkowych kół podwozia.

### Dlaczego wodnosamolot?

Daje to możliwość operowania z powierzchni wody, może więc rozwiązać problem związany z przepustowością wielu międzynarodowych portów lotniczych. Zwolennicy giganta twierdzą także, że będzie to ważne dla krajów Trzeciego Świata, które nie są w stanie finansować budowy dużych portów lotniczych, ale mogą mieć dostateczne powierzchnie wód na wybrzeżach morskich lub jeziorach do eksploatacji wodnosamolotów. Wg prof. C. Dorniera wielki wodnosamolot będzie miał przewagę nad statkiem morskim, polegającą na większej prędkości, a nad konwencjonalnymi samolotami (takimi jak Boeing 747) -- na jego wyśkiej produktywności związanej z ogromnym udźwigniem.

### Nowoczesna technologia chroni wodnosamoloty przed zapomnieniem

Wodnosamoloty powstały we Francji przed I wojną światową, a przestały być używane wkrótce po II wojnie światowej. Ich znaczenie zmniejszało się wraz z ogromnym rozwojem samolotów „ładowych”, zwłaszcza (w czasie wojny) bombowców. Trzeba było latać w dzień i w nocy, przy każdej pogodzie, podjęto więc bezprecedensowy wysiłek, aby rozszerzyć asortyment i usprawnić działanie wyposażenia nawigacyjnego zarówno pokładowego, jak i naziemnego. W rezultacie wodnosamoloty nie mogły konkurować z nowymi konstrukcjami „ładowymi”. Zostały zapomniane nie z powodu błędów konstrukcyjnych, ale dlatego, że zostały prześcignięte przez nowe generacje samolotów.

Jednym z ostatnich wodnosamolotów w okresie powojennym był wielki Hughes H.4 skonstruowany do przewożenia ładunków i oddziałów wojskowych. Pierwszy projekt opracował Henryk Kaiser, a w 1941 r. projekt został przejęty przez Howarda Hughesa. Wodnosamolot był zbudowany całkowicie z drewna (przez co przyłgnęła do niego nazwa „Świerkowa Gęś”). Rozpiętość jego skrzydeł wynosiła 97,54 m, długość ponad 60 m, a masa ok. 250 t. Był wyposażony w 8 silników Pratt and Whitney 4360 o mocy 2208 kW (3000 KM) każdy. Był przez wiele lat największym samolotem na świecie, jednakże wykonał tylko jeden lot, w 1947 r.

Stowarzyszenie Hydro 2000 jest przekonane, że przy zastosowaniu nowoczesnej technologii wodnosamolot o masie 1000 t, jest bardziej realny i ekonomiczny niż konwencjonalny samolot o tej samej masie.

Jest oczywiście wiele elementów identycznych w samolocie lądowym i wodnosamolocie o podobnej masie, ale w samolocie lądowym jest trudny problem podwozia. Kierownictwo Hydro 2000 jest zdania, że wprowadzenie problemu ten nie jest technicznie nie do pokonania, ale budowa i eksploatacja tego zespołu dla bardzo ciężkiego samolotu lądowego jest nieekonomiczna. W wodnosamolocie o dużym tonażu dodatkowa masa związana z wodowaniem -- (szczelny kadłub, pływak skrzydłowe itp.) stanowi mniej niż 7% całej masy samolotu, a opór spodu kadłuba ukształtowanego wg wymagań hydrodynamiki relatywnie spada przy wzroście masy samolotu.

Hydro 2000, który będzie prawdopodobnie wyposażony w 8 lub 10 silników nowej generacji o ciągu 300 do 350 kN (CF6802C, PW 4000/415B, RB211-525D4D), miałby latać z prędkością poddźwiękową 700÷800 km/h. Mógłby pokonywać odległość ponad 6500 km z ładunkiem 400 t lub odległość do 20 000 km bez ładunku i bez uzupełnienia paliwa. Pojemność ładowni wynosiłaby ok. 2800 m<sup>3</sup>. Pozwoliłoby to zabierać kontenery wszystkich typów. Mógłby też być wykorzystywany do poszukiwań i do operacji wojskowych, np. do przewożenia dużych grup ludzi i sprzętu (łącznie z czołgami) do rejonów niedostępnych np. wskutek zniszczenia przez siły natury.

Wg admirała Roux, produkcja trzech Hydro 2000 wymagałaby zatrudnienia 2000 ludzi i mogłaby być podjęta przez jakikolwiek zakład produkujący samoloty.

Jak każdy nowy projekt, Hydro 2000 ma też nie tylko zwolenników, ale i przeciwników. Stowarzyszenie uzyskało akceptację wielu wytwórców, takich jak: Shin Meiwa (Japonia). Dyrektor ds. rozwoju strategicznego tej firmy zgodził się na udział w Komitecie Wykonawczym Hydro 2000. Hydro 2000 spotkał się także ze sceptycyzmem, zwłaszcza ze strony linii lotniczych. Koordynator ds. przewozu towarów w IATA, Mark Hawes, wątpi w realność opłacalności przedsięwzięcia. Twierdzi on, że chociaż wyższy udźwignienie przyniesie niższe koszty jednostkowe, to jednak użytkownicy będą mieli poważne kłopoty z pozyskiwaniem jednorazowo tak wielkich partii towaru. Jest on także przekonany, że eksploatacja wodnosamolotu utrudni przewóz łamany\*), powodując opóźnienia w przemieszczaniu towarów.

Stowarzyszenie Hydro 2000 nie ulega jednak tej argumentacji i zdecydowało przeprowadzić dyskusję nad projektowanym przedsięwzięciem na forum sympozjum nt. przewozu towaru. Postanowiono szczegółowo wyjaśnić wszystkie elementy swojego projektu, a zwłaszcza te punkty, które spotkały się z pesymistyczną oceną producentów i linii lotniczych.

\*) Przewóz łamany -- przewóz tego samego ładunku kolejno różnymi środkami transportu.

ZRÓDŁO: IATA Review, nr 2/1987

### Warunki prenumeraty na 1989 rok

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

**Prenumeratory indywidualni** -- osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-133-11.

**Prenumerata ulgowa** -- przysługuje wyłącznie osobom fizycznym -- członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświęcenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarz każdego czasopisma.

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

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

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

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

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

**Informacji o prenumeracie udziela** -- Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

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

**Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1989 r.**, kwartalna normalna 900 zł, kwartalna ulgowa 180 zł, półroczna normalna 1800 zł, półroczna ulgowa 360 zł, roczna normalna 3600 zł, roczna ulgowa 720 zł.

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

# Osiemdziesiąt lat śmigłowców (V)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

## Śmigłowiec Fw 61 (1936 r.)

Pośród wszystkich śmigłowców zbudowanych w Europie w latach trzydziestych (CAGI 1-EA w ZSRR, Florin w Belgii, Breguet-Dorand we Francji, Flettner F1-185 w Niemczech, d'Ascanio we Włoszech), niemiecki śmigłowiec Fw 61 uzyskał największy rozgłos. Fw 61 był udanym śmigłowcem o znakomitych właściwościach lotnych i osiągnięciach. Żaden inny ówczesny śmigłowiec nie był tak opisywany w prasie i filmowany, jak Fw 61, żaden też nie był tak widowiskowo prezentowany publicznie. Było to działanie świadome: informacje o lotach rewelacyjnego śmigłowca miały przekonać świat o wyższości niemieckiej techniki nad innymi.

Twórcą Fw 61 był dr inż. (późniejszy profesor) Heinrich Karl Focke, utalentowany konstruktor lotniczy, mający na swoim koncie wiele udanych projektów samolotów. Jego m.in. dziełem był niezmiernie popularny akrobacyjny dwupłat Fw 44D Stieglitz i niekonwencjonalny samolot w układzie kaczki F 19a Ente.

H. K. Focke zainteresował się techniką wiroplataw w 1931 r. Uzyskał wtedy dla firmy, której był współwłaścicielem (Focke-Wulf-Flugzeugbau GmbH w Bremie) licencję na budowę w Niemczech angielskich wiatrakowców Cierva. Pierwszy licencyjny Fw C-19 został zmontowany w 1933 r. i jako pierwszy wiropląt wziął udział w locie okrężnym wokół Niemiec (Deutschlandflug). Dwa lata później zakłady w Bremie opuściła seria wiatrakowców Fw C-30.

Produkcja licencyjnych wiatrakowców była jednak dla Fockego tylko etapem w budowie śmigłowca, o którym myślał od dawna prowadząc teoretyczne studia zagadnienia i krytycznie analizując dotychczasowe eksperymenty podejmowane za granicą. Doszedł do wniosku, że optymalnym układem dla śmigłowca jest układ poprzeczny z dwoma wirnikami umieszczonymi po bokach kadłuba. Niepowodzenie Amerykanina H. A. Berlinera, który próbował zrealizować taki układ w 1922 r. nie zrażało Fockego.

H. K. Focke rozpoczął prace projektowe nad śmigłowcem Fw 61 w 1934 r. Najpierw zbudował model swobodnie latający o masie 4,9 kg, napędzany miniaturowym dwucylindrowym dwusuwowym silnikiem o mocy 0,5 kW (0,7 KM). Model ten latał poprawnie, w jednej z prób osiągnął wysokość 18 m. Następnie Focke poddał próbom w tunelu aerodynamicznym wirnik śmigłowca w naturalnej wielkości, a w laboratoriach mechanicznych elementy napędu i układu przenoszenia mocy. Dopiero później przystąpił do budowy kompletnego śmigłowca przeznaczonego do prób w locie.

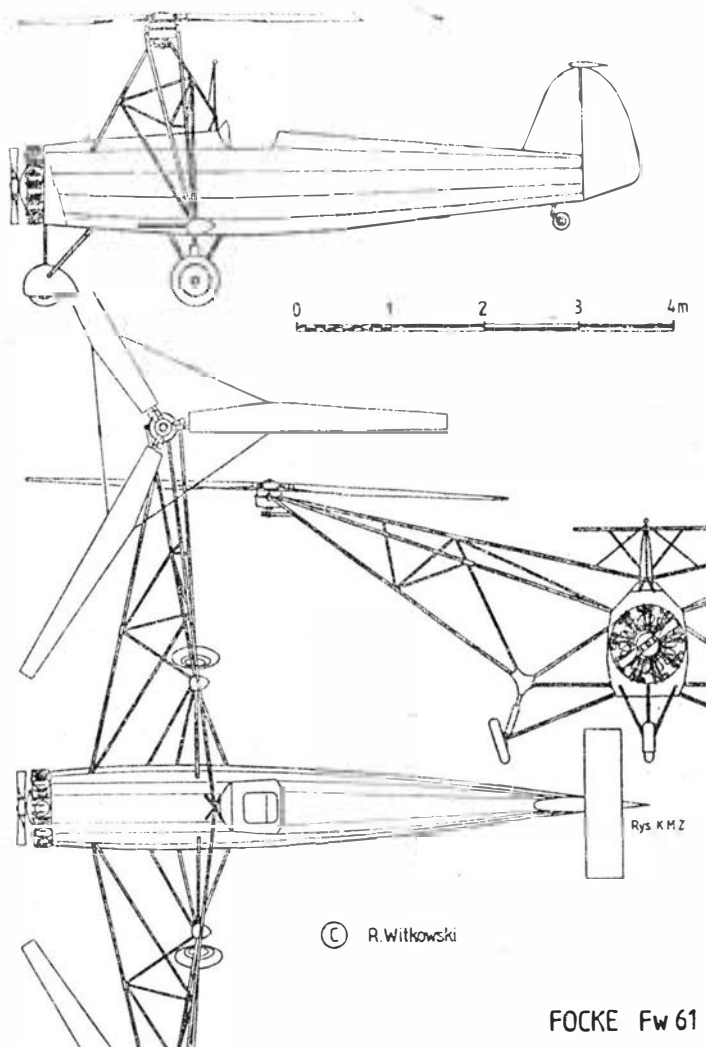
Centralny zespół śmigłowca stanowił zmodyfikowany kadłub samolotu akrobacyjnego Fw 44D Stieglitz. Miał on dwa kratownicowe wysięgniki boczne, na końcach których zostały umieszczone wirniki nośne oraz nowe czterokołowe podwozie z kółkiem przednim i pomocznym kółkiem ogonowym. Przeróbce poddano również oryginalny silnik samolotu, 7-cylindrowy gwiazdowy Siemens Sh 14 A, rozwijający maks. moc 118 kW (160 KM). Przeróbka polegała na stworzeniu dodatkowego wyjścia wału napędowego z tyłu skrzyni korbowej. Na przedniej końcówce wału znajdowało się śmigło o średnicy zmniejszonej do połowy, pełniące tylko funkcję wentylatora chłodzącego silnik, natomiast na końcówce tylnej było osadzone rozdwojone wyprowadzenie mocy dla napędu wirników. Wałki kardanowe przenosiły moc do wirników. W zespole wyprowadzenia mocy z silnika znajdowało się sprzęgło.

Każdy z wirników nośnych Fw 61 miał średnicę 6 m i składał się z trzech łopaty o obrysie podwójnego trapezu.

Łopaty były osadzone w głowicach na przegubach wahań. Konstrukcyjnie łopaty były zbliżone do łopat wiatrakowców Cierva. W głowicach znajdowały się mechanizmy zmiany skoku ogólnego, zawierające urządzenia do automatycznego przestawiania łopat na kąty autorotacji w razie awarii napędu oraz semi-tarcze sterujące do wymuszenia przechylenia tarcz wirników w płaszczyźnie podłużnej.

Sterownicami pilotażowymi w Fw 61 były: drążek sterowy, pedały i dźwignia skoku ogólnego. Przy ruchach poprzecznych drążek wywoływał różnicową zmianę ciągów obu wirników, było więc możliwe poprzeczne sterowanie śmigłowca. Przy ruchach podłużnych drążek powodował jednakowe dla obu wirników przechylenie ich tarcz. Pedały wywoływały przechylenie tarcz przeciwnie dla obu wirników. Dźwignia skoku zmieniała jednakowo ciąg obu wirników jednocześnie.

Po pomyślnych próbach na uwięzi, w których Fw 61 unosił się 1 m nad ziemią, 26 czerwca 1936 r. pilot inż. Ewald Rohlfis wykonał pierwszy swobodny lot na Fw 61. Pierwszy lot trwał zaledwie 23 s, ale czwarty — już 16 min. W pierwszych lotach śmigłowiec był maksymalnie odciążony.



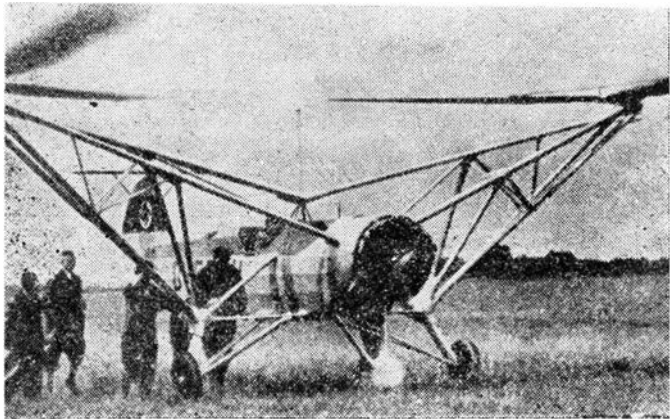
Rys. 1. Śmigłowiec Focke Fw 61

FOCKE Fw 61



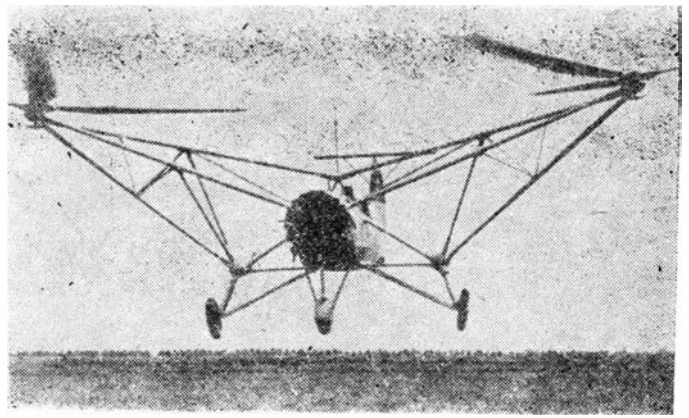
zony, nawet kadłub został pozbawiony płóciennego pokrycia. Postęp w próbach był bardzo szybki. 10 maja 1937 r. E. Rohlfis po raz pierwszy wprowadził Fw 61 w stan autorotacji i lądował autorotacyjnie. W lutym 1938 r. pilotka Hanna Reitsch, pierwsza kobieta latająca na śmigłowcu, zademonstrowała publicznie Fw 61 w wielkiej hali widowiskowej Deutschiandhalle w Berlinie.

To, że Fw 61 był udaną konstrukcją potwierdziły rekordy, ustanowione na tym śmigłowcu i zarejestrowane w FAI. 25 czerwca 1937 r. pilot Ewald Rohlfis poprawił z 44 na 80,6 km światowy rekord odległości lotu śmigłowca w obwodzie zamkniętym, ustanowiony przez francuskiego pilota Maurice Claisse'a na śmigłowcu Breguet-Dorand Gyroplane. W tym samym dniu, osiągając wysokość 2439 m, E. Rohlfis pobił również wynoszący zaledwie 158 m oficjalny rekord tego samego śmigłowca. Innymi rekordami Fw 61 były: ustanowiony 26 czerwca 1937 r. rekord prędkości 122,533 km/h (poprzedni wynosił 99,692 km/h) i czasu zawisu — 1 h 20 min 49 s. 25 października 1937 r. Hanna Reitsch ustanowiła rekord odległości w przelocie po prostej na trasie Stendal—Berlin — 108,9 km.



Rys. 2. Pierwszy prototyp śmigłowca Fw 61 D-EBVU

20 czerwca 1938 r. rekord ten poprawił Carl Bode na 230,3 km. Ten sam pilot 29 stycznia 1939 r. ustanowił na Fw 61 nowy światowy rekord wysokości lotu śmigłowca — 3427 m. Największą odległość, którą przeleciał Fw 61



Rys. 3. Pierwszy lot śmigłowca Fw 61

(275 km) nie mogła być uznana za rekord, gdyż została osiągnięta w locie bez kontroli komisarzy sportowych. Podobnie było z najdłuższym lotem, trwającym 2 h 20 min.

Fw 61 był zbudowany w dwu egzemplarzach: D-EBVU (V1) i D-EKRA (V2). D-EBVU (V1) miał opromiowane przednie koła podwozia i opływowe owiewki na głównych rurach bocznych wysięgników. Obydwa śmigłowce zostały zniszczone podczas alianckich bombardowań Berlina. Po wojnie w RFN zbudowano wierną kopię Fw 61, która znajduje się w zbiorach Muzeum Śmigłowców (Hubschraubermuseum) w Bückeburgu w Dolnej Saksonii w RFN.

#### Dane techniczne

Średnica wirników nośnych	6,00 m
Powierzchnia tarcz wirników	56,5 m <sup>2</sup>
Długość	6,30 m
Długość z wirnikami	8,20 m
Szerokość z wirnikami	14,00 m
Masa własna	950 kg
Ładunek użyteczny	150 kg
Masa w locie maks.	1100 kg
Prędkość lotu maks.	122,5 km/h
Zasięg	275 km
Długość trwania	2 h 20 min
Pałap praktyczny	3427 m

cd. ze s. 24

ZWIERZYŃSKI J.: Hydro 2000 — a huge beast of burden. TLIA, vol. XLIII, 1983, No 8, p. 20

The project of a huge transport hydroplane identified as Hydro 2000 has been described in the article.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (V). TLIA, vol. XLIII, 1983, No 8, p. 22

The fifth part of the article brings the description of the Fw 61 helicopter designed by Heinrich Karl Focke in 1936.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

PERLIŃSKI J.: Entwicklungsrichtungen militärischer Flugzeuge bis Ende dieses Jahrhunderts. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 8, S. 4

In dem Aufsatz werden die Entwicklungsrichtungen militärischer Flugzeuge in den nächsten zwanzig Jahren, sowie die in diesem Zusammenhang stehenden Probleme der Modernisierung und der Kooproduktion bei dem Bau der Kampfflugzeuge behandelt.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Passagierflugzeuge der Zukunft im NASA-Programm. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 8, S. 6

In dem Aufsatz werden Arbeiten erörtert, die auf die Entwicklung der Passagierflugzeuge durch Vervollkommen von Computern, der Antriebe (hauptsächlich des Ventilator-Luftschraubenantriebes), der Verbundwerkstoffe, der Aerodynamik und der automatischen Steuerung, gezielt sind.

BORGON J.: Die Lebensdauer der Luftschiffe. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 8, S. 9

Der Autor stellt ziemlich einseitig mehrere Beispiele der Lebensdauer von Kampf-

flugzeugen vor. Dabei werden Bedingungen erörtert, die für die Lebensdauer ausschlaggebend sind.

SZCZECIŃSKI J.: Ergebnisse von Computerberechnungen des Füll- und Zusammensetzungsfaktors des Brennstoffgemisches für einen Vergaser-Kolbenmotor. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 8, S. 17

Der Autor erörtert den Aufbau des Berechnungsmodells zur Bestimmung des Füll- und Zusammensetzungsfaktors des Brennstoffgemisches für einen Vergaser-Kolbenmotor in Abhängigkeit von der Drehzahl der Kurbelwelle und von der Arbeitshöhe des Motors. Es werden die Berechnungsergebnisse dargestellt, analysiert und die sich daraus ergebende Folgerungen angeführt.

ZWIERZYŃSKI J.: Hydro 2000 — ein riesiges Tragtier. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 8, S. 20

Der Aufsatz ist den Bauplänen eines grossen Wasserflugzeuges Hydro 2000 für Transportzwecke gewidmet.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (V). TLIA, XLIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 22

Im 5. Teil des Aufsatzes wird der Hubschrauber Fw 61 von Heinrich Karl Focke aus dem Jahre 1936 behandelt.

## СОДЕРЖАНИЯ

PERLIŃSKI E.: Направления развития военных самолетов по 2000 г. TLIA, т. 43, 1988 г., № 8, с. 4

Статья описывает направления развития военных самолетов в течение ближайшего десятилетия, обсуждает проблемы связанные с модернизацией и сотрудничеством предприятий при производстве боевых самолетов.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Passagierflugzeuge der Zukunft im NASA-Programm. TLIA, т. 41, 1988 г., № 8, с. 6

Указаны работы по определению направлений развития новых пассажирских самолетов путем совершенствования компьютеров, силовых установок (с вентиляторными винтами), композитных материалов, аэродинамики и автоматического управления.

BORGON J.: Жизнь воздушных судов. TLIA, т. 43, 1988 г., № 8, с. 9

Автор довольно односторонне представляет многие примеры живучести боевых самолетов. Описывает также факторы, влияющие на уровень живучести.

ЩЕЦИНЬСКИЙ Е.: Результаты компьютерных расчетов коэффициента наполнения и состава горючей смеси карбюраторного поршневого двигателя. TLIA, т. 43, 1988 г., № 8, с. 17

Описана расчетная модель, принята для определения коэффициента наполнения и состава горючей смеси карбюраторного поршневого двигателя как функции от скорости вращения коленчатого вала и высоты работы двигателя. Приведены и проанализированы результаты расчетов а также практические выводы.

ЗВЕЖИНСКИЙ Я.: Гидро 2000 — грандиозный транспортный самолет. TLIA, т. 43, 1988 г., № 8, с. 20

Статья описывает планы постройки грандиозного транспортного гидросамолета Гидро 2000.

ВИТКОВСКИЙ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (V). TLIA, т. 43, 1988 г., № 8, с. 22

В пятой статье из этого цикла описан вертолет Фв-61 сконструированный Ханрихом Карлом Фокке, в 1936 г.

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

M. Ostapkowicz: Czym zastąpić An-24	1
ZE SWIATA	
STATYSTYKA LOTNICZA: Ocena szybowców i motoszybowców. Współczynnik handicapowe ustalone przez Aeroklub RFN na zawody w 1988 r.	1
KSIAZKI LOTNICZE	
J. Perliński: Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r.	1
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	
K. Gilewski  , I. Gruchalski: Samoloty pasażerskie przyszłości w programie NASA	6
Port lotniczy dla STOL w Londynie	8
J. Borgeń: Żywotność statków powietrznych	9
KARTOTEKA TLIA: TEAM Minimax	11
Lider	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Przemysł lotniczy	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Modele atmosfery	16
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	16
J. Szczeciński: Wyniki komputerowych obliczeń współczynnika napełnienia i składu mieszanki gaźnikowego silnika tłokowego	17
J. Zwierzyński: Hydro 2000 — olbrzymie „juczne zwierzę”	20
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (V) (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROTOTYPY: Kapriz/Rozmar	II okł.
Boeing Helicopter Model 360	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I STIK	III okł.

Na okładce: Samoloty szkolne Bartel BM-4h (Dąblin — 1934 r., aerokluby — 1936 r., ewakuacja we wrześniu 1939 r.) — rys. K. Cieślak

PERLIŃSKI J.: Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 4

W artykule omówiono kierunki rozwoju samolotów wojskowych w najbliższym dwudziestolecu, rozważono problemy związane z modernizacją i koprodukcją w budowie samolotów bojowych.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Samoloty pasażerskie przyszłości w programie NASA. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 6

Przedstawiono prace mające ukierunkować rozwój nowych samolotów pasażerskich przez udoskonalenie komputerów, zespołów napędowych (głównie śmigłowentylatorowych), materiałów kompozytowych, aerodynamiki i automatycznego sterowania.

BORGEŃ J.: Żywotność statków powietrznych. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 9

Autor dość jednostronnie przedstawia liczne przykłady żywotności samolotów bojowych. Omawia także uwarunkowania decydujące o poziomie żywotności.

SZCZECIŃSKI J.: Wyniki komputerowych obliczeń współczynnika napełnienia i składu mieszanki gaźnikowego silnika tłokowego. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 17

W artykule omówiono budowę modelu obliczeniowego służącego do wyznaczenia współczynnika napełnienia i składu mieszanki paliwowej gaźnikowego silnika tłokowego w funkcji prędkości obrotowej wału korbowego i wysokości pracy silnika. Przedstawiono i przeanalizowano wyniki obliczeń oraz podano wpływające z nich praktyczne wnioski.

ZWIERZYŃSKI J.: Hydro 2000 — olbrzymie „juczne zwierzę”. TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 20

Artykuł mówi o planach budowy wielkiego transportowego wodnosamolotu Hydro 2000.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (V). TLIA, t. XLIII, 1988, nr 8, s. 22

W cz. V artykułu omówiono śmigłowiec Fw 61, konstrukcji Heinricha Karla Focha, z 1936 r.

CONTENTS

PERLIŃSKI J.: Some aspects of military aircraft development by 2000. TLIA, vol. XLIII, 1988, No 8, p. 4

The prospects of the military aircraft development over the two forthcoming decades have been traced considering modernization and co-production aspects in combat aircraft construction.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Passenger aircraft of the future in NASA programme. TLIA, vol. XLIII, 1988, No 8, p. 6

Design work has been discussed aimed at developing new passenger aircraft by considerable improvement in computer systems, power plants (mainly using ducted propellers), composite materials, aerodynamics and automatic control systems.

BORGEŃ J.: Aircraft service life. TLIA, vol. XLIII, 1988, No 8, p. 9

The author presents, in a bit one-sided manner, numerous examples of a combat aircraft service life. The conditions which affect it essentially are discussed in the article.

SZCZECIŃSKI J.: The results of computer calculations of filling factor and fuel mixture composition in carburettor piston engine. TLIA, vol. XLIII, 1988, No 8, p. 17

The author discusses the construction of analytical model to establish the filling factor and fuel mixture composition in carburettor piston engine as a function of the crankshaft rotational speed and the engine working altitude. The calculation results have been analysed to derive practical conclusions.

cd. na s. 23

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Agnieszka Woźniczka

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głuski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostin, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Mistorak, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0514-1300/88. Nakład 5650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-6. Cena pojedynczego egzemplarza zł 200,—



Odczyt nt. badań w locie samolotów i śmigłowców

27.01.1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie, na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźwigadło wygłosił odczyt nt. badań w locie samolotów i śmigłowców. Wykład był opracowany na podstawie materiałów z 18 sympozjum „Flight Testing World Wide” zorganizowanego przez Holenderskie Stowarzyszenie Inżynierów Lotniczych, które odbyło się w Amsterdamie w dniach 28.09-+02.10.1987 r. Wzięło w nim udział 80 uczestników, wygłoszono 40 referatów.

Na sesji „Technika badań w locie” przedstawiono min. referaty nt. stanu badań, ostatnich wyników oraz dalszego programu prac nad samolotami bojowymi o zaawansowanej technologii (Advanced Fighter Technology Integration — AFTI).

Na sesji „Identyfikacja systemów” wygłoszono referaty o identyfikacji charakterystyk aerodynamicznych, obciążań, właściwości pilotażowych, osiągnięć samolotów i śmigłowców na podstawie wyników badań w locie.

Na sesji „Aparatura pomiarowa” referowano nt. systemu gromadzenia i opracowywania wyników pomiarów w locie, telemetrycznego cyfrowego systemu gromadzenia, opracowywania i analizy wyników badań w locie w czasie rzeczywistym.

Na sesji „Badania podukładów” przedstawiono referaty nt. elektrooptycznego systemu do pomiaru ugięć powierzchni nośnych w locie (Flight Deflection Measurement System — FDMS), badania w locie napędu z dwustopniowym wentylatorem nie obudowanym.

Sesja piąta była przeglądem pomiarów badawczych min. takich, jak: Program prób odbiorczych samolotu B.707 NATO E-3A; Program minimalizacji czasu badań w locie samolotu przeciwpożarowego Conair/Fokker F-27; Program badań w locie samolotu pasażerskiego A-320; Program badań w locie samolotów Fokker 50 i 100; Program budowy europejskiego samolotu bojowego EFA; Ośrodek Badań w Locie Sił Powietrznych USA dziś i jutro.

Generalny wniosek wynikający z sympozjum można ująć następująco: badania w locie są najszybciej rozwijającą się dziedziną lotnictwa i decydują o powodzeniu każdego projektu.

T. Kurczyk

Polskie eksperymentalne konstrukcje szybowcowe i motoszybowcowe

9.02.1988 r. w Domu Technika NOT w Warszawie, na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, doc. dr inż. Tadeusz Kostia wygłosił prelekcję pt. „Polskie eksperymentalne konstrukcje szybowcowe i motoszybowcowe”. Prelegent jest znanym działaczem SIMP, byłym pilotem szybowcowym i samolotowym, konstruktorem szybowców, za które otrzymał zespołową nagrodę państwową. Obecnie kieruje Branżowym Ośrodkiem Informacji Naukowej, Technicznej i Ekonomicznej w Instytucie Lotnictwa.

Doc. T. Kostia omówił polskie eksperymentalne konstrukcje szybowców i motoszybowców z okresu przed i po II wojnie światowej ilustrując je historycznymi już zdjęciami. Do najlepszych doświadczalnych konstrukcji przedwojennych zaliczył pierwszy eksperymentalny szybowiec w układzie bezogonowca ze skrzydłem w obrysie delty Dziaba, opracowany w 1923 r. przez mjr. inż. Stefana Malinowskiego i bezogonowiec

JN-1 Zabuś 2 z usterzeniem kierunku na końcach skrzydeł, opracowany w 1932 r. przez inż. Jarosława Naleszkiewicza, a także zbudowane w 1937 r. dwa eksperymentalne 1-miejsowe motoszybowce ITS-VIII i ITS-VIIIW. Ponadto przedstawił oryginalne hamulce w szybowcu PWS-101 oraz klapy szczelinowe w szybowcu PWS-102.

Po wojnie podjęto prace nad szybowcami wyuczynowymi, treningowymi, szkolnymi i akrobacyjnymi. Dopiero w następnym etapie rozpoczęto prace doświadczalne nad układami szybowców nieortodoksyjnych w poszukiwaniu nowych możliwości dla wyczynów szybowcowych. Ich rezultatem było zbudowanie szybowców eksperymentalnych IS-5 Kaczka, bezogonowca SZD-6X Nietoperz, SZD-20X Wampir 2, laminarnego IS-7 Osa, SZD-14X Jaskółka M z usterzeniem motylkowym.

Wypracowane doświadczenia w pełni zostały wykorzystane w późniejszych opracowaniach wysokowyuczynowych szybowców ortodoksyjnych.

T. Kurczyk

Odczyt pt. Analiza przyczyn uszkodzeń części konstrukcji lotniczych jako kryterium oceny trwałości i niezawodności

23.02.1988 r. w Domu Technika w Warszawie został zorganizowany przez Sekcję Metaloznawstwa i Obróbki Ciepłej oraz Koło SIMP przy ITWL odczyt pt. „Analiza przyczyn uszkodzeń części konstrukcji lotniczych jako kryterium oceny trwałości i niezawodności”, wygłoszony przez doc. mgr. inż. Emila Gruszczyńskiego — pracownika naukowego ITWL oraz wiceprzewodniczącego Oddziału Warszawskiego SIMP.

Na wstępie prelegent sformułował definicję niezawodności, niesprawności i trwałości konstrukcji oraz postawił tezę, że określenie przyczyny niesprawności może być podstawą poprawienia niezawodności i zwiększenia trwałości konstrukcji.

Następnie inż. E. Gruszczyński podał wymagania stawiane elementom i zespołom konstrukcyjnym w celu zapobieżenia uszkodzeniom z punktu widzenia zastosowanych materiałów, rozwiązania konstrukcyjnego, procesu wytwarzania i prowadzenia remontów oraz eksploatacji. Z kolei omówił schemat badania niesprawności sprzętu lotniczego i metodykę określania przyczyn uszkodzenia konstrukcji. Uszkodzenia konstrukcji zostały omówione na przykładzie katastrof lotniczych samolotów pasażerskich PLL LOT II-62 w 1980 i 1987 r. Dokładna analiza przyczyny wypadków tych samolotów pozwoliła na poprawienie technologii wytwarzania i ulepszenie konstrukcji, a tym samym jej niezawodności.

Z badań statystycznych wynika, że tylko 16% przypadków niesprawności jest spowodowanych niewłaściwym rozwiązaniem konstrukcyjnym, zaś przyczyną pozostałych są wady materiałów lub niewłaściwy ich dobór oraz nieprawidłowy proces technologiczny wytwarzania. Wynika stąd wniosek, że najtańszą metodą zwiększenia trwałości konstrukcji jest stosowanie właściwych materiałów i procesów technologicznych wytwarzania oraz szczegółowa kontrola międzyoperacyjna i odbiorcza.

T. Kurczyk

Współpraca lotniczo-górnicza

Zapotrzebowanie na urządzenia do gaszenia dużych pożarów skłoniło górników do współpracy z przemysłem lotniczym przy budowie generatorów gazów obojętnych i wychodzonych o dużej wydajności, do cze-

go nadawał się doskonale turbodrzutowy silnik lotniczy SO-3.

Główny Instytut Górnictwa w Katowicach przy wydatnej pomocy WSK PZL-Rzeszów zaprojektował i wykonał gaśniczy agregat górniczy — GAG 3A. Badania tego agregatu wykonał w 1987 r. zespół pracowników Instytutu Lotnictwa w Warszawie, kierowany przez doc. dr. inż. Jana Marcina Kowalskiego.

GAG 3A składa się z wyremontowanego silnika SO-3 po resursie lotniczym, komory, wtryskiwaczy paliwa redukcyjnego (redukcja tlenu w spalinach silnika do poziomu nie przekraczającego 2%) wraz z palnikiem pilotującym i stabilizatorami płomienia, komory dopalacza wraz z wtryskiwaczami wody chłodzącej gazy spalinowe oraz luźniociągu. Agregat wytwarza od kilku do kilkudziesięciu kg/s gazów obojętnych przesyconych mokrą parą wodną. Dzięki niemu w akcji gaśniczej prowadzonej w zależności od potrzeb przez kilka do kilkudziesięciu godzin uzyskuje się efekt zahamowania dopływu tlenu do ścian objętych pożarem oraz wystudzenia żarzącego się wyrobiska węglowego.

Za pomocą GAG 3A przeprowadzono wiele akcji gaśniczych w kraju, a także w Czechosłowacji, USA i ostatnio w Chinach, które w 1987 r. zakupiły dwa komplety tych agregatów.

T. Kurczyk

Lotniczy zespół interdyscyplinarny

Uwzględniając zapotrzebowanie przemysłu lotniczego i odbiorcy na nowoczesne układy sterowania napędów lotniczych, doc. dr inż. Jan Marcin Kowalski — pracownik naukowy Instytutu Lotnictwa i działacz SIMP, utworzył 60-osobowy zespół interdyscyplinarny. Zespół ten realizuje cel wyznaczony pt. „Układy zasilania z mikroprocesorowym regulatorem i rezerwowym hydromechanicznym sterowaniem silników lotniczych”, w ramach Resortowego Programu Badawczo-Rozwojowego pt. „Bazowe aplikacje elektroniki w wyrobach przemysłowych”. Mikroprocesorowy układ paliwowo-regulacyjny jest realizowany z myślą o zastosowaniu go do sterowania silnika TWD-10 B samolotu An-28.

Członkowie Zespołu wywodzą się głównie z WSK PZL-Hydral, WSK PZL-Rzeszów i Instytutu Lotnictwa w Warszawie i reprezentują takie dziedziny techniki, jak np.: silniki lotnicze, elektronika, automatyka. Wszyscy należą do SIMP lub SEP.

Prace projektowe wykonuje poza planem Zespół Usług Technicznych NOT. Stwarza on najkorzystniejsze i najefektywniejsze warunki realizacji przedsięwzięcia. Prace warsztatowe i badawcze są wykonywane na wolnych zmianach w zakładach współpracujących, z naliczeniem należnych opłat amortyzacyjnych. Wg oświadczenia kierownika Zespołu tylko taka forma pracy i taka organizacja pracy w ZUT NOT gwarantuje wykonanie zadania w krótkim czasie.

W lutym 1988 r. zakończono etap pt. „Uzgodnienie i zatwierdzenie TZ przez odbiorcę. Opracowanie projektu wstępnego, projektu modelu-makiety i wykonanie makiety oraz wykazu i zakresu zmian silnika i płatowca wynikających z wprowadzenia układu elektronicznego mikroprocesorowego”. Zespół przystąpił do realizacji zadań następnego etapu pt. „Opracowanie projektu technicznego oraz wykonanie i badanie konstrukcyjne przedprototypu”. Ten sam zespół będzie realizował kolejne etapy aż do wdrożenia przebadanego wyrobu do produkcji seryjnej.

T. Kurczyk

# Bristol Beaufighter Mk IIF i Mk VIF

