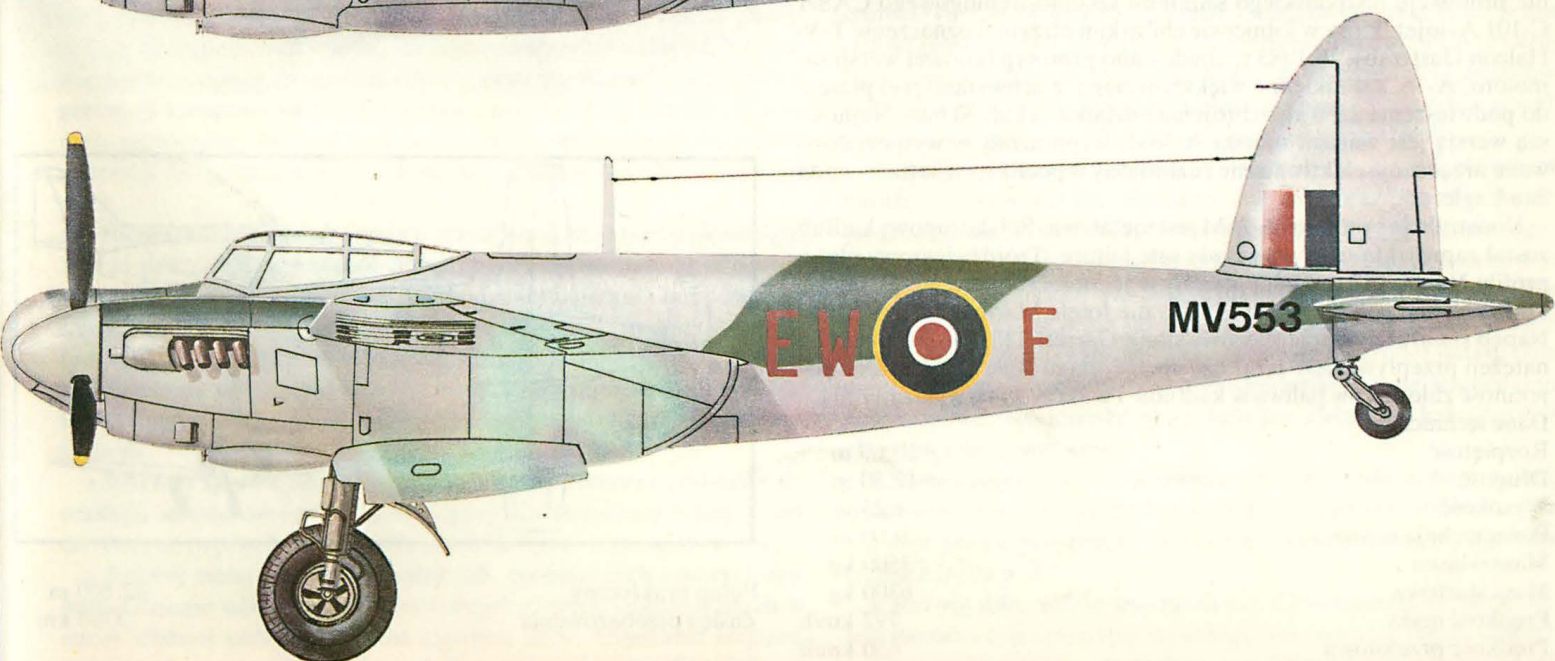
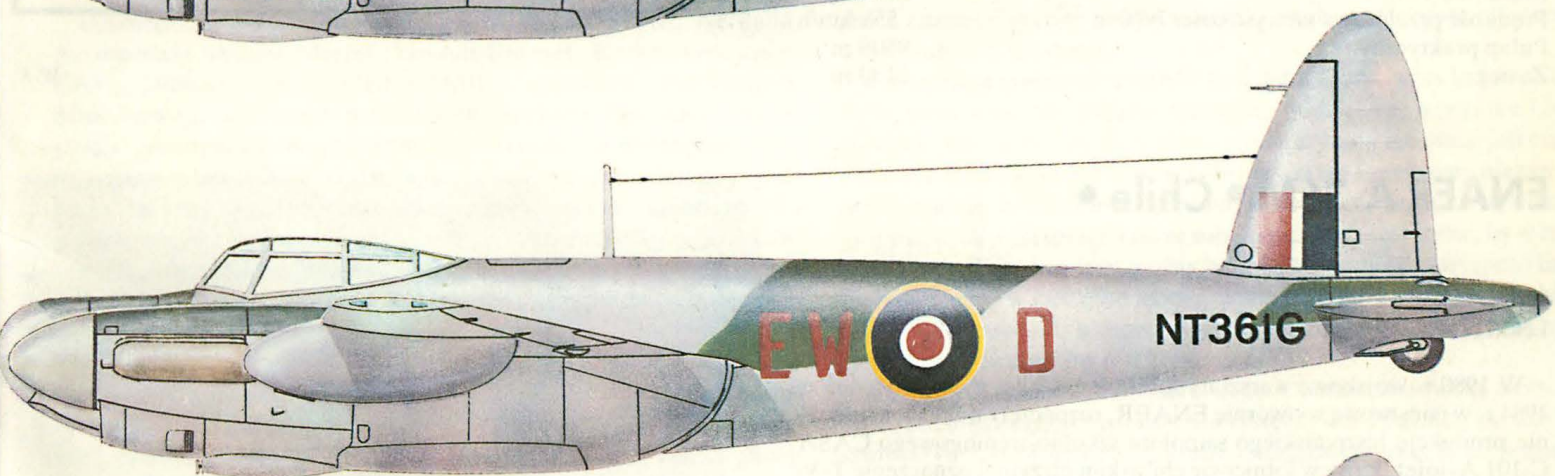
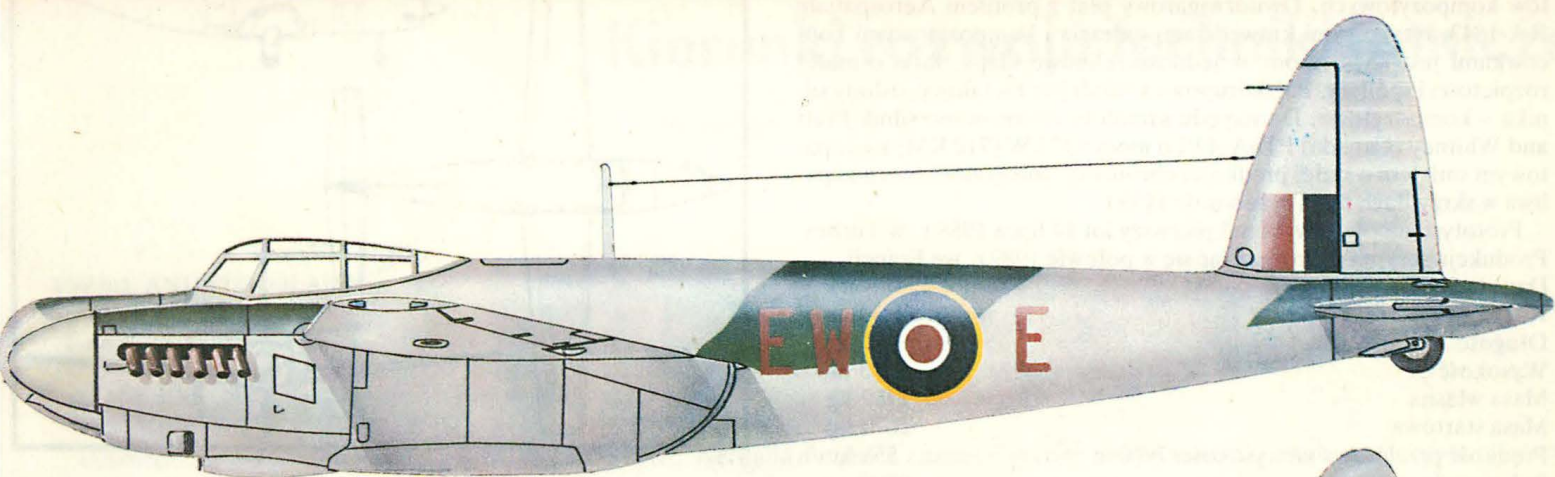


TECHNIKA

3'89

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena 300 zł

## Mooney/SOCATA/Valmet TBM-700

• USA/Francja •

Jednosilnikowy 8-miejscowy samolot turbośmigłowy<sup>1)</sup>

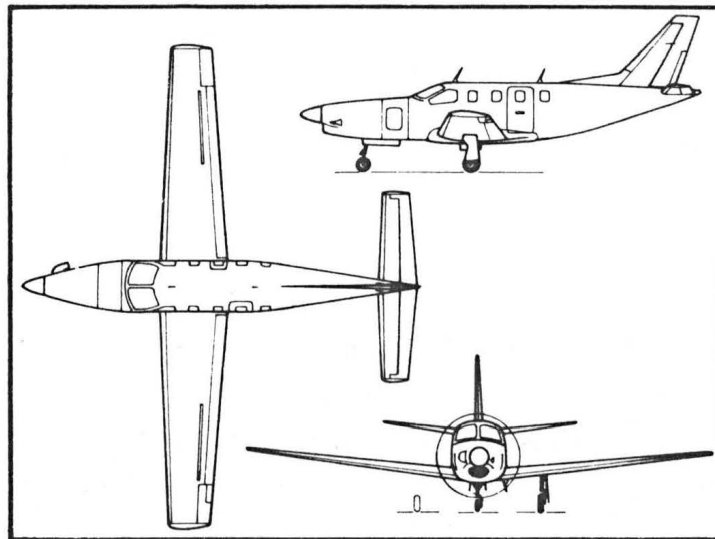
W połowie 1987 r. amerykańska firma Mooney i francuska SOCATA przystąpiły wspólnie do budowy nowoczesnego jednosilnikowego samolotu turbośmigłowego o wysokich osiągnięciach TBM-700, przeznaczonego do ekonomicznego przewozu 8 osób (6÷7 pasażerów i 1÷2 piloci) w wygodnej ciśnieniowej kabinie. Do prac nad nowym samolotem włączyła się również fińska wytwórnia Valmet. Przy projektowaniu samolotu nawiązano do podobnego samolotu tłokowego M-301 firmy Mooney i nie zrealizowanej jego wersji turbośmigłowej.

Samolot TBM-700 ma metalową konstrukcję z małą ilością materiałów kompozytowych. Dwudźwigarowy płat z profilem Aerospatiale RA-1643, tytanowymi krawędziami natracia i kompozytowymi końcówkami jest wyposażony w jednoszczelinowe kłapy, lotki o małej rozpiętości i spoilery. Półskorupowy kadłub jest metalowy, osłony silnika – kompozytowe. Do napędu samolotu zastosowano silnik Pratt and Whitney (Canada) PT6A-40/1 o mocy 522 kW (710 KM) z 4-łopatowym śmigłem o stałej prędkości obrotowej. Integralne zbiorniki paliwa w skrzydłach mają pojemność 1130 l.

Prototyp samolotu wykonał pierwszy lot 14 lipca 1988 r. w Turbes. Produkcja seryjna ma rozpocząć się w połowie 1989 r. we Francji.

### Dane techniczne

Rozpiętość	11,30 m
Długość	9,70 m
Wysokość	3,70 m
Masa własna	1489 kg
Masa startowa	2670 kg
Prędkość przelotowa na wysokości 7000 m	556 km/h
Pułap praktyczny	9500 m
Zasięg	2130 m



W.K.

## ENAER A-36M • Chile •

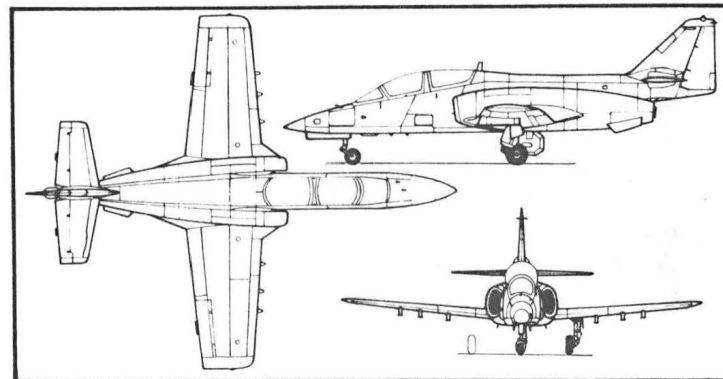
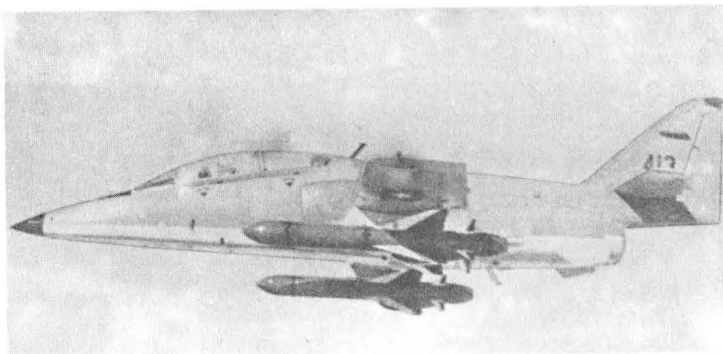
Lekki odrzutowy samolot bojowy

W 1980 r. wojskowe warsztaty lotnicze w Chile, przekształcone w 1984 r. w państwową wytwórnię ENAER, rozpoczęły montaż, a następnie produkcję hiszpańskiego samolotu szkolno-treningowego CASA C-101 Aviojet, który w lotnictwie chilijskim otrzymał oznaczenie T-36 Halcon (Jastrząb). W 1983 r. zbudowano prototyp bojowej wersji samolotu, A-36, z silnikiem o większym ciągu, z uchwytami pod płatem do podwieszenia 2250 kg uzbrojenia i działką kal. 30 mm. Najnowszą wersją jest wariant morski A-36M, wyposażony w wyspecjalizowane urządzenia elektroniczne i uzbrojony w pociski powietrze – woda Sea Eagle.

Konstrukcja samolotu A-36M jest metalowa. Półskorupowy kadłub został zaprojektowany wg zasady safe failure. Trójdźwigarowy płat o profilu Norcasa 15 jest zaopatrzony w jednoszczelinowe kłapy i lotki. Dwuosobowa kabina ma wyrzeliwane fotele Martin Baker Mk10L. Napęd stanowi dwuprzepływowy silnik Garrett TFE731-5 o stosunku natężenia przepływu 2,7: 1, sprężu 19,1 i ciągu 2090 daN. Łączna pojemność zbiorników paliwa w kadłubie i w skrzydłach wynosi 1730 l.

### Dane techniczne

Rozpiętość	10,60 m
Długość	12,50 m
Wysokość	4,25 m
Powierzchnia nosna	20,00 m <sup>2</sup>
Masa własna	3500 kg
Masa startowa	6300 kg
Prędkość maks.	797 km/h
Prędkość przelotowa	650 km/h
Wznoszenie n.p.m.	31 m/s



Pułap praktyczny  
Zasięg przebazowania

12 800 m  
3700 km

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIV MARZEC 1989

TECHNIKA

3'89

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Kierunki rozwoju techniki lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Dziewięć zachodnioeuropejskich wytwórni lotniczych: Aeritalia, Aerospatiale, Avions Marcel Dassault-Bréguet, British Aerospace, CASA, Dornier, Fokker, MBB i SABCA opracowały wspólny program rozwoju samolotów pasażerskich, nazwany Euromart. Ma on pomóc przemysłowi europejskiemu w konkurencji z przemysłem amerykańskim w latach 2000÷2010. W programie tym uwzględniono zagadnienia budowy samolotów naddźwiękowych, promów kosmicznych i pionowzlotów z przekręcanymi wirnikami. Program obejmuje działania przewidziane na najbliższe 25 lat. Ma on być zweryfikowany za dwa lata. W programie na czołowe miejsce wysunęto potrzebę prowadzenia badań w następujących kierunkach:

- **Rozwój możliwości komputerów.** Takie dziedziny jak aerodynamika, aerotermodynamika, wytrzymałość konstrukcji, aeroelastyczność, akustyka, sterowanie lotem, regulacja temperatur i elektromagnetyzm są ciągle przede wszystkim naukami doświadczalnymi. Ich zjawiska można opisać za pomocą równań matematycznych, lecz obecna generacja komputerów nie jest w stanie rozwiązać ich bardziej złożonych problemów. Istnieje więc konieczność opracowania następnej generacji komputerów o zwiększonych możliwościach obliczeniowych.

- **Sterowanie laminarną warstwą przyścienną na skrzydle i kadłubie.** Jest to dziś zasadniczy sposób zmniejszania oporu samolotu, a więc wzrostu jego osiągow, a przede wszystkim zmniejszenia kosztów jego użytkowania z powodu zmniejszenia zużycia paliwa (im większy opór, tym większa siła ciągu jest potrzebna do jego pokonania). Rozwiązanie problemu sterowania warstwą przyścienną zapoczątkuje aerodynamikę przyszłości i pociągnie za sobą rozwiązanie wielu dalszych problemów.

- **Badania zjawisk aerotermodynamicznych** – stworzą podstawy do rozwoju samolotów i promów kosmicznych wykonujących loty z bardzo dużymi prędkościami naddźwiękowymi (tzw. hipersonicznymi).

- **Rozwój materiałów kompozytowych, ceramicznych i nowych stopów.** Obecnie udział materiałów kompozytowych i ceramicznych w masie własnej samolotu wynosi najwyżej 25%. Uzyskanie lżejszej, wytrzymalszej i trwalszej konstrukcji samolotu jest możliwe jedynie

przez znacznie szersze zastosowanie nowych materiałów o lepszych właściwościach niż dural.

- **Integracja systemów awioniki samolotu.** Dotychczas każde pokładowe urządzenie awioniczne rozwijano oddzielnie, w wyniku czego powstało ich bardzo wiele, a mimo miniaturyzacji ich masa jest ciągle duża. Ze względu na możliwości obsługi, masę i problemy niezawodności istnieje konieczność łączenia ze sobą pokrewnych systemów awionicznych oraz sprzęgania ze sobą odrębnych systemów, by w razie awarii jednego z urządzeń można było wykorzystywać zastępczo inne. Pierwsze kroki w kierunku zmniejszenia liczby wskaźników w kabinie pilota już uczyniono, lecz powszechne wprowadzenie zintegrowanych systemów i wskaźników jest konieczne.

- **Elektryfikacja systemów sterowania.** Obecnie stosowane mechaniczne, pneumatyczne i hydrauliczne systemy sterowania są bardzo kosztowne (pracochłonne) w obsłudze i mają dużą masę. Istnieje konieczność rozwinięcia i normalizacji systemów elektrycznych (ewentualnie z wykorzystaniem światłowodów) i zastąpienia dotychczasowych systemów sterowania systemem elektrycznym. System ten został zastosowany dopiero na kilku typach, lecz już sprawdził się.

- **Obniżenie poziomu hałasu.** W ostatnim dziesięcioleciu przewozy pasażerów podwoiły się, dlatego hałas jest coraz poważniejszym zagrożeniem dla środowiska. Nowe przepisy dla ruchu lotniczego stawiają coraz ostrzejsze ograniczenia w tym zakresie. Ponadto wysoki poziom hałasu okazał się przyczyną zmęczenia konstrukcji lotniczych, czyli ograniczenia jej wytrzymałości i trwałości. Aby zmniejszyć poziom hałasu, należy ograniczać głośność źródeł hałasu (silniki, wirniki, śmigła) oraz stosować nowe materiały zmniejszające drgania rezonansowe. Niedopuszczalnie duża jest zwłaszcza hałaśliwość śmigłowców i pionowzlotów.

- **Nowe napędy lotnicze.** Konieczne jest przebadanie napędu śmigłowodentylatorowego i jego wpływu na aerodynamikę samolotu. Napęd ten daje szansę poważnego obniżenia hałasu oraz znacznego zmniejszenia zużycia paliwa.

- **Rozwój informatyki przemysłowej.** Obniżenie kosztów produkcji jest możliwe tylko przy dalszej komputeryzacji i automatyzacji całego procesu wytwarzania, a zwłaszcza przy komputeryzacji obrabiarek.



## CHINY

• Modyfikacja silnika turbodrzutowego WP-7 (do myśliwca Xian F-7M) jest dokonywana przy współpracy francuskiej firmy SNECMA. Wartość kontraktu – 2,26 mln franków. (A. et C. 1208)

Egipt

• Arab British Engine Company (kontrolowana w znacznym stopniu przez Rolls-Royce'a) zamierza współpracować w programie śmigłowca EH-101, montując silniki do śmigłowców zamówionych przez kraje arabskie. Poprzednio w Egipcie planowano montaż śmigłowców Westland Lynx, jednak umowa z Westlandem została zerwana. (A. et C. 1206)



## FRANCJA

• Nowe ustalenia w ramach programu francusko-zachodniemieckiego śmigłowca pola walki PAH-2/HAC/HAP: próby w locie mają rozpocząć się w 1990 r., a dostawy śmigłowców seryjnych – w 1997 r. (212 przeciwczołgowych dla RFN i 215 przeciwczołgowych oraz wsparcia taktycznego dla Francji). (A. et C. 1206)

• W Tuluzie rozpoczęto budowę nowej hali montażowej wraz z infrastrukturą, przeznaczoną do produkcji aerobusów Airbus Industrie A.330 i A.340. Ceremonii wmurowania kamienia węgielnego dokonał minister transportu i żeglugi Michel Delabarre. (A. et C. 1208)



## HOLANDIA

• Siły powietrzne nie są zainteresowane myśliwcem EFA ani też Raphale – potrzebę zastąpienia obecnie używanych myśliwców General Dynamics F-16 Fighting Falcon określa się jako „bardzo odległą”. (A. et C. 1208)



## JAPONIA

• Firma NEC Corporation poinformowała o pracach nad radarem o wysokich osiągnięciach, mogącym wykrywać cele w zakresie 360° bez wykonywania przez antenę ruchu obrotowego. Radar ma kształt cylindryczny i na jego powierzchni znajdują się tysiące mikronadajników fal radiowych. Jest on przeznaczony do obrony przeciwlotniczej pojazdów naziemnych; dostrzega się też inne zastosowanie. Ukończenie prac jest przewidywane na 1989 r. (A. et C. 1208)



## KANADA

• Linie lotnicze Air Canada rozprowadziły 30 mln nowych akcji, stanowiących 43% kapitału przedsiębiorstwa. Ok. 10% kapitału zostało wykupione przez 22 tys. pracowników Air Canada. (A. et C. 1208)



## NORWEGIA

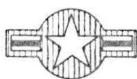
• Firma Norsk Jetmotor jest podwykonawcą silnika turbowentylatorowego CFM56-5A1, produkowanego przez SNECMA (Francja) do napędu „małego” aerobusu Airbus Industrie A.320. Pod koniec 1988 r. podpisano umowę na podwykonawstwo firmy norweskiej w produkcji silników CFM56-5C2 do konstruowanych obecnie aerobusów dalekiego zasięgu Airbus Industrie A.340. (A. et C. 1208)



## RFN

• Konsorcjum Turbo-Union (Rolls-Royce, MTU i Fiat Aviazione) dostarczyło dwutysięczny silnik RB.199, znany jako napęd samolotów taktycznych Panavia Tornado. Silnik tego typu napędza również brytyjski eksperymentalny myśliwiec nowej generacji EAp (Experimental Aircraft Programme); jest proponowany także do napędu samolotów: A-4 Skyhawk, A-10 Thunderbolt II i chińskiego F-7 – tu jednak konstruktorem jest amerykański General Electric F.404. (A. et C. 1208)

• Komisja ds. finansów Bundestagu jednogłośnie zredukowała kredytowanie budżetu Luftwaffe, w celu ... zmniejszenia liczby lotów treningowych na małych wysokościach, uciążliwych dla otoczenia i groźnych. Komisja jest przekonana, że w ten sposób zmusi Luftwaffe do większego wykorzystania symulatorów do treningu w takich zadaniach. Loty treningowe na małych wysokościach są przedmiotem kontrowersji w kilku krajach Europy Zachodniej, ostatnio były przedmiotem krytyki i burzliwych dyskusji także w W. Brytanii (w wyniku kilku katastrof). Zdaniem wojskowych, jest to jedyna metoda wyszkolenia pilotów na potrzeby współczesnych warunków bojowych, w których lot koszący jest praktycznie jedynym środkiem umożliwiającym dotarcie do celu i bezpieczny powrót z zadania. (A. et C. 1208)



## USA

• Pratt and Whitney, wspólnie z British Aerospace (W. Brytania), MTU i MBB (RFN), pracuje nad nowym, podźwiewkowym napędem nazwanym ADP (Advanced Ducted Drop). Pojedynczy, wielopłatowy wentylator napędzany przez turbinę gazową jest otulony. (A. et C. 1206)

• US Navy wybrała wykonawcę nowego systemu zwalczania okrętów podwodnych. Będzie to Lockheed, u którego zamówiono 125 samolotów ... P-3 Orion, oczywiście zmodyfikowanych (m. in. z silnikami General Electric GE 38). (A. et C. 1208)

• Liczba zamówionych Harrierów AV8B (McDonnell Douglas) wzrosła do 436. (A. et C. 1208)

• Dostawy pierwszych Boeingów 747-400 będą opóźnione z powodu konieczności uwzględnienia zbyt wielu modyfikacji, których żądają użytkownicy. Ponadto wytwórnia chce certyfikować samolot z trzema typami silników – również dla zaspokojenia potrzeb użytkowników – co przedłuża program certyfikacyjny. (A. et C. 1208)

• 22 listopada 1988 r. publicznie zaprezentowano bombowiec nowej generacji Northrop B-2, skonstruowany wg zasad stealth (samolotu trudno wykrywalnego przez radary i środki na podczerwień). Na uroczystość wyholowania pierwszego samolotu z hali montażowej w Palmdale (Kalifornia) zaproszono

zaledwie kilku dziennikarzy, tylko z prasy amerykańskiej. Pozwolono im zbliżyć się do samolotu na odległość 60 m i fotografować tylko z płyty lotniska (m.in. zabroniono fotografować od dołu). Podano jego rozpiętość (52,4 m), długość (21 m) i wysokość (5,2 m). Oblot zapowiedziano na początek 1989 r. (A. et C. 1213)

• W listopadzie 1988 r. opublikowano pierwsze zdjęcie myśliwca F-117, skonstruowanego wg zasad stealth. (A. et C. 1212)

• Nastąpiła poprawa regularności i bezpieczeństwa lotów krajowych. (A. et C. 1211)

• Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) zakupił 47 radarów meteorologicznych Raytheon, mogących wykrywać uskoki wiatru – zjawisko groźne zwłaszcza dla samolotów podchodzących do lądowania. (A. et C. 1211).

• Aby sprostać zapotrzebowaniu użytkowników, Boeing zwiększa tempo produkcji samolotów B.737 do 17 miesięcznie. (A. et C. 1211)



## W. BRYTANIA

• Wytwórnie przemysłu lotniczo-kosmicznego zebrały w 1988 r. zamówienia o łącznej wartości 10 mld funtów, z czego 60% stanowią zamówienia zagraniczne. (A. et C. 1208)

• Liczba pasażerów obsługiwanych przez London City Airport (STOL-port w centrum Londynu) potroiła się – w listopadzie 1988 r. wyniosła 15 000 pasażerów miesięcznie. (A. et C. 1210)

• Utworzono federację europejskich lotniczych linii regionalnych Airlines of Europe, która rozpocznie pełną działalność wiosną 1990 r. (A. et C. 1213)

• Linie lotnicze British Airways zostały skrytykowane przez laburzystów (Labor Party) za to, iż zamawiają samoloty przede wszystkim u Boeinga, a nie Airbus Industrie, którego W. Brytania jest udziałowcem. (A. et C. 1210)



## WŁOCHY

• Władze starają się umożliwić (od strony prawnej) wyposażenie lotniskowca Giuseppe Garibaldi w samoloty pionowego startu i lądowania BAe Harrier. (A. et C. 1209)



## ZSRR

• Prowadzono rozmowy z Rolls Royce nt. ewentualnego wykorzystania silników RB.211 535 E4 do napędu aerobusów II-96-300. (A. et C. 1213)

• Pomimo zastosowania elektronicznego systemu przekazywania danych na ekranach (odpowiednik EFIS), II-96-300 będzie miał załogę co najmniej trzyosobową, zachowano bowiem boczną tablicę przyrządów mechanika pokładowego. Jest to i tak postęp, bo załogi samolotów Aeroflotu składają się z 5÷6 osób, nie licząc oczywiście personelu pokładowego. (TASS)

## OGÓLNE

• W 1988 r. ponownie znacznie wzrosły opłaty portowe i za korzystanie z korytarzy powietrznych. Wg danych IATA z listopada 1988 r., opłaty linii lotniczych na rzecz Eurocontrol i wnoszone w europejskich portach lotniczych osiągnęły sumę ok. 2 mld dol. USA. (A. et C. 1211)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na międzynarodowej wystawie lotniczej w Farnborough śmigłowce zaprezentowały: francuski Aerospatiale, amerykańskie wytwórnie Bell, McDonnell Douglas i Robinson, zachodniemiecki MBB i brytyjski Westland. Brakowało włoskich śmigłowców Agusta.

Obecnie rozwój śmigłowców polega przede wszystkim na modyfikacji typów znajdujących się w produkcji, czyli na tworzeniu nowych wersji przez zabudowę nowego wyposażenia.

## Nowe wersje

Aerospatiale pokazał wersję wojskową 4-miejscowego jednosilnikowego śmigłowca Ecureuil oznaczoną AS 350L1. Jest ona dostarczana od 1986 r. Ecureuil jest produkowany od 1978 r. i zbudowano już 1050 śmigłowców tego typu. Dwusilnikowego śmigłowca AS 355 Ecureuil 2/TwinStar zbudowano 380 szt. 10-miejscowy śmigłowiec Dauphin, którego zbudowano 362 szt., został zaprezentowany w wersji wojskowej SA 365M Panther. 20-miejscowy śmigłowiec transportowy Super Puma (którego zbudowano 220 szt.) pokazano w wersji wojskowej AS 332M1, którą w 1987 r. wyposażono w wysuwany na ramieniu

pod kadłubem radar rozpoznawczy Orchidee. W opracowaniu znajduje się odmiana AS 332M2, która otrzyma automatyczny system sterowania. Jest przewidziany zbyć 300 śmigłowców tej odmiany.

Wytwórnia Bell pokazała dwie wersje śmigłowca Bell 406CS Combat Scout (OH-58D), które od 1985 r. zostały przyjęte jako wzorce do zmodyfikowania 578 śmigłowców OH-58A Kiowa. Pokazano też wojskową uzbrojoną odmianę śmigłowca Bell 412SP oraz nową wersję śmigłowca bojowego Cobra AH-1W Super Cobra. Są to nowe odmiany śmigłowców budowanych od lat



Rys. 1. Uzbrojony AS 350L1 Ecureuil. Fot. A. Glass



Rys. 2. Bojowy SA 365K Panther. Fot. A. Glass



Rys. 3. AS 332 Super Puma z radarem Orchidee. Fot. Aerospatiale



Rys. 4. Bell 406CS Combat Scout (OH-58D). Fot. A. Glass



Rys. 5. Robinson R22B Beta. Fot. A. Glass

Wytwórnia Robinson pokazała najpopularniejszy dwumiejscowy śmigłowiec R22 Beta, którego zbudowano ponad 800 szt.

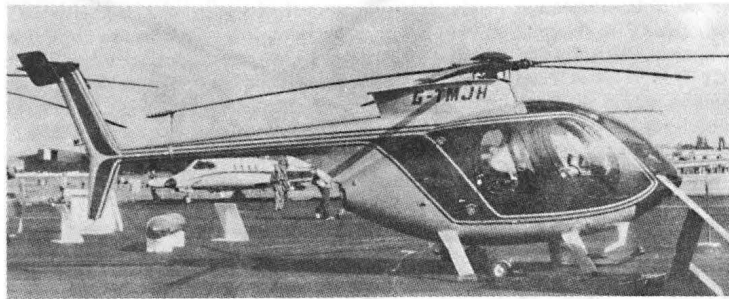
McDonnell Douglas, który przejął wytwórnię Hughes, zaprezentował śmigłowiec szturmowy AH-64A Apache (dostarczono już 400 egz. z zamówionych 675) oraz McDD 500MD (którego produkuje się ok. 80 rocznie). Na śmigłowcu AH-64A Apache zaprezentowano akrobacje: bezcki i pół ósemki kubańskie.

MBB pokazał wojskowy Bo 105CBS, cywilny Bo 105 oraz BK-117A4. Bo 105 zbudowano dotychczas 1200 szt.

Wytwórnia Westland zaprezentowała, oprócz rekordowego Lynxa, który w 1986 r. osiągnął prędkość 400 km/h, dwie nowe odmiany tego śmigłowca: morski Super Lynx z radarem 360° i dla wojsk lądowych Battlefield Lynx z podwoziem kołowym zamiast płóz. Dotychczas zbudowano ponad 300 Lynxów z zamówionych 342. Pokazano też WS-70 Black Hawk, budowaną na licencji odmianę śmigłowca Sikorsky S-70A, którego w USA zbudowano ponad 1000 szt.

### Prototypy i projekty

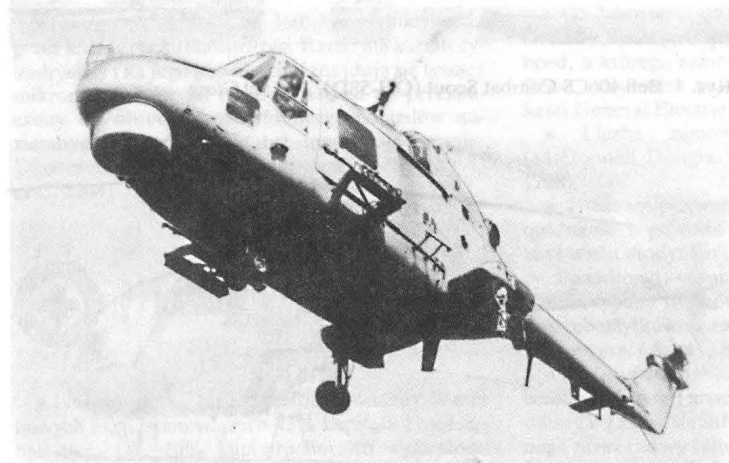
Jedynym prototypem nowego śmigłowca był brytyjsko-włoski 30÷40-miejscowy EH-101 Merlin, który wykonał pierwszy lot 9 października 1987 r. W budowie jest 9 prototypów. Śmigłowiec ma być następcą śmigłowca Sea King. Podstawową wersją będzie wersja morska do zwalczania okrętów podwodnych, której 50 egz. zamówiła W. Brytania, a 42 – Włochy. Jest przewidywana wersja cywilna oraz dla wojsk lądowych. Produkcja śmigłowca ma być rozpoczęta w 1990 r.



Rys. 6. McDD 500MD. Fot. A. Glass



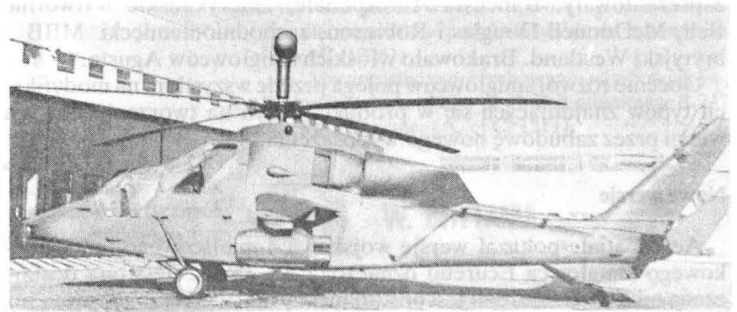
Rys. 7. Uzbrojony Bo 105CBS. Fot. A. Glass



Rys. 8. Prototyp Westland Super Lynx. Fot. Westland



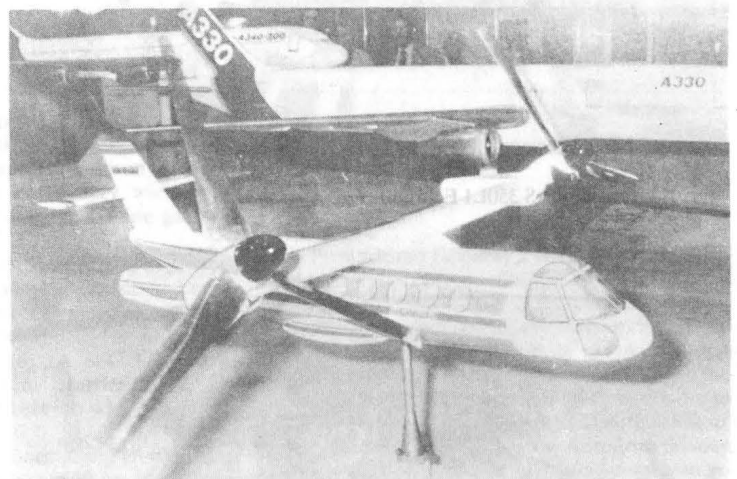
Rys. 9. Prototyp EH-101 Merlin. Fot. Westland



Rys. 10. Makieta przeciwpancerne śmigłowca PAH-2. Fot. Aerospatiale



Rys. 11. Makieta morskiego śmigłowca NH90. Fot. Aerospatiale



Rys. 12. Model pionowzlotu Eurofar. Fot. Aerospatiale

Najciekawszym prototypem maszyny pionowego startu jest amerykański Bell/Boeing V-22 Osprey o przekręcanym wirniku, którego prototyp rozpoczął próby naziemne 23 maja 1988 r. Nie pokazano go na wystawie. Jest to niewątpliwie największa rewelacja obecnych czasów w dziedzinie pionowzlotów. 24-miejscowy Osprey został zamówiony przez US Marine Corp. (552 szt.) oraz USAir Force (80 szt.) i USNavy (50 szt.)

Aerospatiale pokazał model europejskiego konkurenta o przekręcanych wirnikach. Jest to 25-miejscowy pasażerski Eurofar projektowany wspólnie przez 6 państw zachodnioeuropejskich.

Francusko-zachodniemiecki śmigłowiec bojowy (przeciwpancerny) o masie 5,5 t, noszący niemieckie oznaczenie PAH-2 (Panzerabwer Hubschrauber) i francuskie HAP/HAC (Hélicoptère d'Appui et de Protection/Hélicoptère Anti-Char), znajduje się już w budowie. Wykonano jego makietę naturalnej wielkości. Pierwszy lot jest przewidziany na przełomie lat 1989/1990. Zapotrzebowanie na odmianę PAH-2 wynosi 212 szt., na szturmową HAP – 75 szt. i na przeciwczołgową HAC – 140 szt.; łącznie – 327 śmigłowców. Planuje się zbudowanie 7 prototypów. Dostawy mają rozpocząć się w 1997 r.

Francja, RFN, Włochy i Holandia opracowują 9-tonowy śmigłowiec NH90 (NATO Helicopter) na lata dziewięćdziesiąte, który w wersji morskiej NFH90 (NATO frigate helicopter) ma służyć do zwalczania okrętów podwodnych, do ataków szturmowych i do ratownictwa, zaś w wersji transportowej dla wojsk lądowych TTH90 (tactical transport helicopter) ma zabierać 20 uzbrojonych komandosów. Pierwszy lot śmigłowca jest spodziewany w końcu 1991 r., zaś rozpoczęcie dostaw w 1995 r.

Warto zwrócić uwagę na gwałtowny spadek w bieżącym dziesięcio-

leciu liczby zbudowanych nowych typów śmigłowców. W latach siedemdziesiątych powstały i zostały wprowadzone do produkcji:

- Agusta A109 (1971 r.),
- Westland Lynx (1971 r.),
- Sikorsky UH-60 (1974 r.),
- Hughes AH-64 Apache (1975 r.),
- Robinson R22 (1975 r.),
- AS 360 Dauphin (1975 r.),
- AS 350 Ecureuil (1976 r.),
- Bell 222 (1976 r.),
- Bell 214 (1977 r.),
- Sikorsky S-76 (1977 r.),
- AS 332 Super Puma (1978 r.),
- BK-117 (1979 r.),
- Westland 30 (1979 r.).

Natomiast w latach osiemdziesiątych powstały:

- Agusta A129 (1983 r.),
- EH-101 Merlin (1987 r.),

zaś PAH-2/HAP/HAC ma być oblatany na przełomie lat 1989/1990. Oznacza to ponad czterokrotny spadek liczby nowo opracowanych typów.

## Zachodnie samoloty specjalnego przeznaczenia 2000 r. (II)

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

### Propozycje nowych wersji i typów

• W 1987 r. w brytyjskiej wytwórni Pilatus Britten-Norman został oblatany prototyp samolotu AEW Defender do zadań WO. Wyprodukowano go opierając się na turbośmigłowym samolocie klasy STOL Pilatus Britten-Norman BN-2T Turbine Defender. Samolot został wyposażony w dodatkowy silnik Garrett do prądnicy zasilającej w energię zewnętrzny radar. Chociaż wytwórnia zdaje sobie sprawę, że jej samolot nie może konkurować z Boeingiem E-3 Sentry, czy też Grummanem E-2C Hawkey, to jednak uważa, iż AEW Defender może być interesującą propozycją dla państw o niezbyt wysokim budżecie wojskowym. Wniosek ten oparto na następujących przesłankach. Samolot użyty do zadań WO o zbliżaniu się samolotów lub okrętów podwodnych przeciwnika mógłby wydłużyć czas uprzedzenia o ataku z 3÷4 min do 20÷30 min. W odległości od bazy 185 km czas patrolowania wyniósłby 3 h przy maks. długości lotu 5,7 h. Dzięki możliwości operowania z pasów gruntowych mógłby służyć do działań w bezpośrednim sąsiedztwie naziemnego rejonu walk. Podkreśla się także charakteryzującą go małą skuteczną powierzchnią odbicia i niski sygnał w podczerwieni oraz bardzo korzystny stosunek czasu do czasu latania, równy 1:1. Samolot kosztowałby 5÷6 mln funtów ang. Ta sama wytwórnia proponuje także lekki samolot (o masie startowej 3628 kg) ASW/ASV Maritime Defender do zadań ZOPiN.

• Propozycją, atrakcyjną ewentualnie tylko dla państw spoza NATO, jest amerykańska amfibia Airmaster A-1200 Guardian do zadań ZON, z napędem turbośmigłowym (dwa silniki o mocy 507 lub 559 kW każdy), o masie startowej ok. 3000 kg.

• W USA także Lockheed stara się wejść na rynek producentów samolotów specjalnego przeznaczenia, oferując kilka wersji opartych na swym znanym turbośmigłowym samolocie transportowym Model 382 Hercules. Warto tu wymienić samolot Lockheed C-130 AEW do zadań WO o długości lotu 13 h i maks. masie startowej ok 61 t, a także wersję do celów WE i PM.

• Lockheed ma również nadzieję na sprzedanie (nie licząc klientów zagranicznych) amerykańskiej marynarce wojennej 125 egz. samolotu P-3 AEW and C Orion (o ośmioosobowej załodze) do zadań WOiN; dotychczas sprzedał 1 egz. tego samolotu (w 1987 r.) amerykańskiej Ochronie Wybrzeża do przechwytywania przemytników narkotyków. Reklamując ten samolot jako samolot do zadań wojskowych Lockheed twierdzi, że dysponuje on możliwościami E-3 Sentry przy cenie (ok. 60÷70 mln dol.) zbliżonej do ceny E-2C Hawkey (55 mln dol.). Orion ma taki sam radar jak E-2C, ale o trzykrotnie większym zasięgu. Taki sam zasięg ma radar E-3 (cena samolotu wynosi 200 mln dol.). Jednak Orion zużywałby trzykrotnie mniej paliwa niż E-3. Oferowany przez Lockheeda samolot miałby promień działania ponad 3700 km lub też zapewniałby możliwość patrolowania przez 8 h w rejonie odległym od bazy o 1480 km. Po zmianie silników na turbośmigłowe najnowszego typu, czas patrolowania mógłby zostać wydłużony do 20 h. Przygotowania do wejścia na rynek dostawców samolotów wczesnego ostrzegania Lockheed rozpoczął w połowie 1983 r., licząc m.in. na



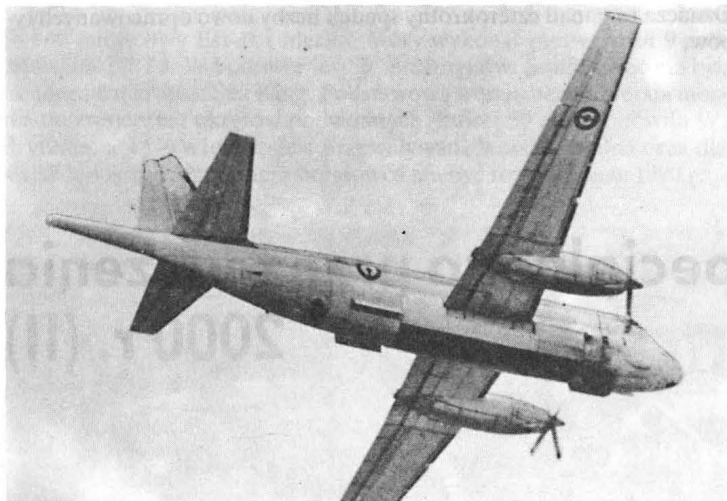
Rys. 1. Samolot Boeing E-6A Tacamo do LOP

kontrakt angielski. Kontrakt jednak nie został zawarty i obecnie (pod groźbą przestoju produkcyjnych w swych zakładach) Lockheed gwałtownie poszukuje nabywców na oferowane przez siebie samoloty specjalnego przeznaczenia.

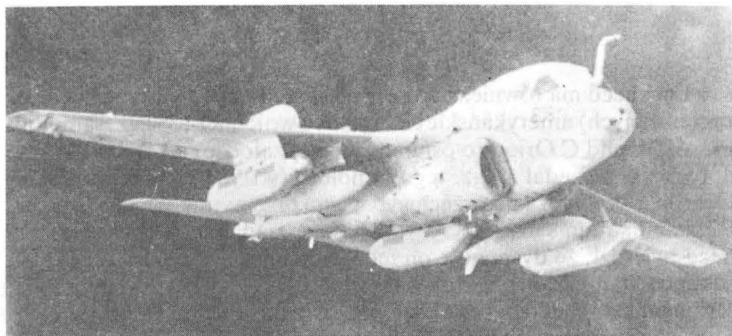
• Boeing w 1987 r. wygrał konkurencję z Lockheedem na opracowanie nowoczesnego wyposażenia awionicznego dla przyszłych samolotów o dużym zasięgu do zadań ZOP na potrzeby amerykańskiej marynarki wojennej, oznaczonych roboczo LRAACA (skrót ang. od nazwy programu). Dostawa 125 egz. (wg obecnych planów) rozpoczęłaby się w 1991 r. Marynarka wojenna planuje zakup 205 kompletów ww. wyposażenia awionicznego, określonego jako Update IV. 80 kompletów ma służyć do modernizacji obecnie eksploatowanych samolotów Lockheed P-3C Orion wyposażonych w starsze komplety tego rodzaju wyposażenia znanego pod oznaczeniem Update II. Jeśli chodzi o płatowiec (ewentualnie wraz z napędem) samolotu LRAACA, to amerykańska marynarka wojenna zamierza wybrać proponowaną nową wersję samolotu Lockheed P-3G Orion lub wyko-



Rys. 5. Samolot Pilatus Britten-Norman AEW Defender, będący wersją rozwojową samolotu Turbine Islander, z radarem rozpoznania morskiego Skymaster w przedniej części kadłuba



Rys. 2. Samolot Dassault-Breguet Atlantique 2 (ATL2) do zadań ZOPiN



Rys. 3. Samolot Grumman EA-6B Prowler do zadań WE



Rys. 4. Samolot Panavia Tornado ECR z typowym zestawem podwieszeń zewnętrznych

rzystać do tego celu obecne cywilne samoloty komunikacyjne Boeing 757 albo McDonnell Douglas MD-80.

• Międzynarodowe konsorcjum Panavia proponuje m.in. dwie wersje nowego samolotu Tornado (już z myślą o ich walorach aktualnych także w przyszłym stuleciu): jedną określoną jako E-Tornado do zadań WE i drugą do zadań R.

• Holenderski Fokker (na bazie swego znanego, turbośmigłowego samolotu transportowego F.27) w styczniu 1984 r. rozpoczął prace nad uzyskaniem wersji do zadań ZOPiN (o nazwie F.27 Maritime Enforcer), zaprojektował wersję F.27 Sentinel do patrolowania na wysuniętej rubieży, a także proponuje wersję F.29 Kingbird do zadań WO. Również do propozycji tej wytwórni należy zaliczyć F.50 Maritime Enforcer Mk.2 przewidziany do zadań PM.

W artykule pominięto (z braku bliższych danych) wersję samolotu rozpoznawczego Lockheed TR-1A, o nieznanym oznaczeniu i nie określonym wyposażeniu zamontowanym w dużej konstrukcji o kształcie płata na wysięgniku nad kadłubem. Być może wersja służy do zadań WOiN.

Do wielu zadań realizowanych przez samoloty specjalnego przeznaczenia są obecnie stosowane i będą stosowane w przyszłości samoloty bezałogowe i śmigłowce nie opisane w niniejszym artykule. Np. Francja użytkuje już śmigłowce do zwalczania okrętów, a Dania zamierza wyposażać w przyszłości swoją marynarkę wojenną w śmigłowce o takim przeznaczeniu. Natomiast swego rodzaju ewenementem jest projekt wyposażenia amerykańskiej marynarki wojennej w sterowce do zadań WO (a ściślej do wykrywania, identyfikacji oraz śledzenia celów nawodnych i powietrznych, zwłaszcza powietrznych o małej wartości skutecznej powierzchni odbicia, lecących z dużą prędkością na małych wysokościach nad morzem, a więc w warunkach istnienia zakłócającego echa radiolokacyjnego powierzchni wody), jak również do zapewnienia łączności telekomunikacyjnej między okrętami w szyku bojowym. Tzw. operacyjny model rozwojowy takiego sterowca, o pojemności 66,5 tys. m<sup>3</sup>, zamówiła amerykańska marynarka wojenna w konsorcjum o nazwie Airships USA Inc., utworzonym dla realizacji tego przedsięwzięcia przez amerykańską wytwórnię Westinghouse Electric Comp. i brytyjską Airships Industries.

#### Stan wyposażenia lotnictwa wojskowego wybranych państw zachodnich w 2000 r.

Jak wynika z powyższych informacji, prognozowanie stanu wyposażenia w samoloty specjalnego przeznaczenia w 2000 r. jest przybliżone ze względu na znaczną podaż (głównie zresztą w postaci ofert projektowych) nowych typów i wersji takich samolotów, lecz o trudnych do przewidzenia nie tylko datach wejścia ich do eksploatacji, ale nawet o bliższej nieokreślonym prawdopodobieństwie podpisania odpowiednich kontraktów na ich dostawę. Ponadto w wielu państwach zachodnich, zwłaszcza zachodnioeuropejskich, decyzje zakupu tego rodzaju samolotów będą zapadać w najbliższym dziesięcioleciu, a duża liczba podrodzajów samolotów specjalnego przeznaczenia (znacznie większa niż w pozostałych rodzajach samolotów wojskowych) dodatkowo utrudnia trafne prognozowanie. Dlatego przewidywany stan wyposażenia lotnictwa państw zachodnich w samoloty specjalnego przeznaczenia



TABLICA 2. Przewidywane wyposażenie w 2000 r. wojsk wybranych państw zachodnich w samoloty specjalnego przeznaczenia

Państwo	Samoloty, których początek eksploatacji:					
	miał miejsce w 1987 r.			przewidziano po 1987 r.		
	typ	użytkownik	przeznaczenie	typ	użytkownik	przeznaczenie
Belgia	—	—	—	? <sup>1)</sup>	SP	—
Dania	SAAB RF35 Draken	SP	R	brak skonkretyzowanych planów	SP	
Francja	Dassault-Breguet Mirage IIIR i RD Aerospatiale/MBB Transal C-160NG Douglas DC-8-72 Dassault-Breguet Etendard IVP Dassault-Breguet Falcon Guardian Dassault-Breguet Atlantic 1 <sup>2)</sup> Breguet Analyze <sup>3)</sup>	SP SP SP MW MW MW MW	R WE, PSD WE R PM ZOP ZOP	Boeing E-35 Sentry AWACS Dassault-Breguet Atlantique 2 <sup>2)</sup>	SP MW	WOiN ZOPiN
Holandia	Fokker F.27 Maritime Lockheed P-3C-II Orion <sup>4)</sup>	MW MW	PM ZOP	Fokker F.27 Maritime Enforcer <sup>5)</sup>	MW	ZOPiN
Norwegia <sup>6)</sup>	Northrop F-5A Lockheed P-38 Orion Dassault Falcon 20C	SP SP SP	WE ZOP WE	brak skonkretyzowanych planów	SP	
RFN <sup>7)</sup>	McDonnell Douglas RF-4E Phantom Dassault-Breguet Atlantic 1 <sup>8)</sup>	SP MW	R ZOP, RE	Panavia Tornado ECR Dassault-Breguet Atlantique 2 <sup>8)</sup>	SP MW	WE, R ZOPiN
Szwecja <sup>9)</sup>	SAAB SF37 Viggen SAAB SH37 Viggen CASA C-212 Series 200 Aviocar	SP SP MW	R ZON ZOPiN	SAAB JAS 39 Gripen <sup>10)</sup>	SP SP	R WO
USA	Lockheed SR-71 Lockheed TR-1A McDonnell Douglas RF-4C Grumman EF-111 <sup>16)</sup> Boeing E-3C Sentry AWACS Boeing E-4B Boeing EC-18B ARIA McDonnell Douglas RF-18D Hornet Lockheed EP-3E Orion Lockheed P-3C Orion <sup>14)</sup> Lockheed S-3B Viking Grumman S-2G Tracker <sup>15)</sup> Grumman E-2C Hawkeye Lockheed EC-130Q Hercules Grumman OV-1D i RV-1D Mohawk	SP SP SP SP SP SP SP MW MW MW MW MW MW MW MW MW WL	R <sup>11)</sup> R <sup>12)</sup> R WE WOiN PSD <sup>13)</sup> R RE ZOP ZOP ZOP WO ŁOP R	Boeing E-6A Tocamo Boeing E-8A Boeing 747 Doomsday Lockheed P-3G Orion <sup>19)</sup> LRAACA Grumman EA-6B Prowler ADVCAP Boeing 767 AOA <sup>21)</sup>	MW SP SP MW MW MW WL	ŁOP <sup>17)</sup> PSD+ŁOP <sup>18)</sup> ZOP ZOP WE WO <sup>21)</sup>
W. Brytania <sup>22)</sup>	SEPECAT Jaguar GR.1 BAe Nimrod R. Mk1 BAe Nimrod MR. Mk2 Buccaneer S.2B <sup>23)</sup>	SP SP SP SP	R <sup>12)</sup> RE ZOPiN ZON	Boeing E-3C Sentry AWACS	SP	WOiN
Włochy	Panavia Tornado IDS Dassault-Breguet Atlantic 1 <sup>24)</sup> Aeritalia G-222 VS <sup>26)</sup>	SP SP <sup>25)</sup> SP	R ZOP WE	Aeritalia/Aermacchi/EMBRAER AMX Dassault-Breguet Atlantique 2 <sup>27)</sup> Panavia Tornado ECR	SP SP SP	R ZOPiN, RE WE

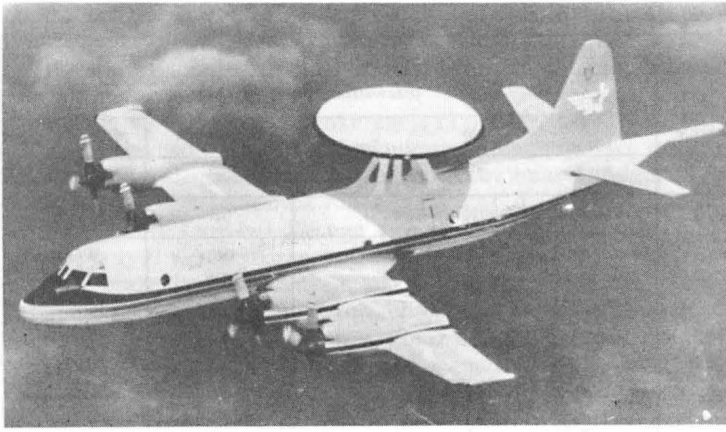
SP-siły powietrzne, MW-marynarka wojenna, WL-wojska lądowe. <sup>1)</sup> Wobec przewidywanego wycofania do 1995 r. rozpoznawczych Mirage VBR, zostanie do tych zadań zakupiony nowy typ samolotu, natomiast do zadań ZOPiN być może Dassault-Breguet Atlantique 2. W 1987 r. rozpoczęto modernizację wyposażenia samolotów myśliwskich F-16 służących do zadań WE; <sup>2)</sup> Istnieje pewne prawdopodobieństwo, że Atlantique 2 zastąpią do 2000 r. w zadaniach ZOP samoloty Atlantic 1, które z kolei wyprą samoloty Guardian stosowane obecnie do celów PM na Tahiti i w Nowej Kaledonii; <sup>3)</sup> Wprowadzane do eksploatacji od 1959 r., modernizowane do 1983 r. i przewidziane do eksploatacji jeszcze w latach dziewięćdziesiątych, z nie dającą się wykluczyć możliwością użytkowania ich do 2000 r.; <sup>4)</sup> Użytkowane na Antylach Holenderskich; <sup>5)</sup> Nie wykluczone inne wersje (do odmiennych zadań) tego samolotu; <sup>6)</sup> Do zadań ZON i będą stosowane samoloty F-16A uzbrojone w rakiety powietrze-woda (obecnie typu Penguin Mk.3); <sup>7)</sup> Do zadań ZON są i będą stosowane samoloty Panavia Tornado IDS; <sup>8)</sup> Po przeprowadzonej już gruntownej modernizacji samoloty Atlantic 1 mają szansę dotrzeć do 2000 r., także egz. służące do RE (wzdłuż granicy na Bałtyku z państwami Układu Warszawskiego), mimo bardzo prawdopodobnego zakupu samolotów Atlantique 2; <sup>9)</sup> Jest prawdopodobne, że po 2000 r. będą jeszcze na wyposażeniu sił powietrznych samoloty SAAB Sk60 do zadań R oraz Caravelle III do celów RE i WE; <sup>10)</sup> Przewiduje się, że ok. 1995 r. będzie konieczne zastąpienie używanego obecnie do zadań WO samolotu myśliwskiego SAAB JA37 Viggen nowym typem lub wersją nie skonkretyzowanego jeszcze samolotu; <sup>11)</sup> Rozpoznania strategicznego; <sup>12)</sup> Rozpoznania taktycznego; <sup>13)</sup> Do celów wymienionych w cz. I art.; <sup>14)</sup> Z przeprowadzoną obecnie modernizacją do wariantu Update III i najprawdopodobniej – przynajmniej część egzemplarzy – do wariantu Update IV; <sup>15)</sup> Zmodernizowana wersja samolotu S-2 (modernizację rozpoczęto w 1987 r.); <sup>16)</sup> Planowana modernizacja systemu sterowania w locie po 1989 r.; <sup>17)</sup> Do celu podanego w cz. I art., z wykorzystaniem wspólnym przez amerykańskie siły powietrzne i wojska lądowe; <sup>18)</sup> Do celu podanego w cz. I art.; <sup>19)</sup> Planowany zakup w celu zastąpienia starszych wersji, w latach 1990–1999; <sup>20)</sup> Nazwa programu scharakteryzowanego w cz. II art.; <sup>21)</sup> Bliżej zadania tego samolotu – odbiegające od normalnie przewidzianych dla samolotów WO – scharakteryzowano w cz. I art.; <sup>22)</sup> Do celów R lotnictwo marynarki wojennej wykorzystuje i nadal będzie wykorzystywać samoloty Sea Harrier FRS.1.; <sup>23)</sup> Jest obecnie realizowana modernizacja jego awioniki; <sup>24)</sup> Istnieje pewne prawdopodobieństwo, że do 2000 r. samoloty te zostaną całkowicie wyparte przez Atlantique 2; <sup>25)</sup> Operacyjnie samoloty te podlegają marynarce wojennej; <sup>26)</sup> Trwają prace studyjne nad modernizacją tego samolotu; <sup>27)</sup> Jest także rozważany alternatywnie samolot Lockheed P-3C Orion zmodernizowany do wariantu Update IV, budowany we współpracy wytwórni Lockheed i MBB.

czenia w 2000 r. przedstawiony w tabl. 2 należy traktować jako orientacyjny.

W tabl. 2 zamieszczono typy samolotów, których eksploatację rozpoczęto najpóźniej w 1987 r. i które mogą być eksploatowane do 2000 r. oraz typy, które mają zostać wprowadzone do eksploatacji po 1987 r. W tej drugiej grupie uwzględniono przede wszystkim nowe typy samolotów scharakteryzowane w tabl. 1. Z pewnością tabl. 2 nie jest kompletna, gdyż uwzględnione przy jej opracowaniu planowe terminy wycofywania starszych typów samolotów mogą opóźnić się, wobec czego niektóre samoloty, nie uwzględnione w tabelicy, mogą być eks-

ploatowane do 2000 r. Przewidywane decyzje zakupu nowych typów mogą zwiększyć ich liczbę na wyposażeniu wojska do 2000 r., zwłaszcza że ofert, niekiedy niemal już gotowych do rozpoczęcia produkcji samolotów, jest dość dużo.

Na podstawie danych zestawionych w tabl. 2 można byłoby sądzić, że Stany Zjednoczone jako dostawca różnych podrodzajów samolotów specjalnego przeznaczenia dla państw zachodnioeuropejskich mogą zostać wyparte przez dostawców sprzętu rodzimego tych krajów. Jednak dotychczasowe doświadczenia nie wskazują na realne prawdopodobieństwo słuszności takiego wniosku. Świadczy o tym bardzo nie-



Rys. 6. Samolot Lockheed P-3 AEW and C podczas prób w locie

korzystna dla British Aerospace decyzja brytyjskiego rządu (podjęta na początku 1987 r.) o zakupie samolotu Boeing E-3C Sentry (podobną decyzję podjęła także Francja). Decyzja ta zaprzepaściła szanse oblatanego w 1980 r. samolotu BAe Nimrod AEW Mk3. Nie oznacza to oczywiście wyeliminowania (także w przyszłości), zwłaszcza z wyposażenia wojska w mniejszych państwach zachodnioeuropejskich, samolotów omawianego rodzaju produkowanych w Europie. Np. Szwecja stara się eksploatować samoloty własnej produkcji (hiszpański CASA C-212 wymieniony w tabl. 2 jest wyjątkiem).

Warto zwrócić uwagę, że wymienione w tabl. 2 nowe, przewidziane do wprowadzenia do eksploatacji po 1987 r. samoloty specjalnego

przeznaczenia są zmodernizowanymi wersjami starszych typów podobnego podrodzaju samolotów, produkowanymi w oparciu o starsze typy samolotów transportowych, lub odpowiednimi wersjami produkowanych już uprzednio samolotów bojowych. Oczywiście takie zasady uzyskiwania nowych typów omawianego rodzaju samolotów nie mogą być i nie będą w przyszłości regułą, gdyż (jeśli nawet pominąć potrzebę wykorzystywania nowych technologii i nowych materiałów konstrukcyjnych) przyszłe praktyczne wdrożenia nowych rozwiązań pozapłatowcowych, lecz wiążące się z budową samego płatowca, będą wymagać projektowania także i nowego płatowca. Np. można wymienić ideę tzw. „inteligentnych” powłok płatowca, które (prawdopodobnie w przyszłym stuleciu) posłużą do odbierania, przetwarzania i przekazywania odbieranych i nadawanych informacji w bardzo szerokim pasmie widma elektromagnetycznego.

#### LITERATURA

1. E. BEACH: Affordable AEW. *Flight*, 21 March 1987
2. W.H. GREGORY: U.S. Army, Air Force continue development of Joint STARS. *Aviation Week and Space Technology*, May 5, 1986
3. P.F. HATH: World's Air Forces 1986. *Flight*, 29 November 1986
4. J. MAXON: Boeing wins AEW contract. *Flight*, 18 July 1987
5. J. PERLIŃSKI: Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* 1988, nr 7
6. J. PERLIŃSKI: Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* 1988 nr 8
7. R. RUTHE: NATO-Weltuntergangs-Jet. *Flieger Revue* 7, 1985
8. K. WALKER: AEW airships for America. *Flight*, 16 August 1986
9. K. WALKER: Joint STARS: a soldier's spy. *Flight* 22 November 1986
10. G. WARWICK: Lockheed's AWACS alternative. *Flight*, 14 March 1987
11. Jane's all the world's aircraft 1986-87. Jane's Publishing Co. Ltd. 1986
12. Military aircraft of the world. *Flight*, 2 August 1986

## Kąt natarcia na usterzeniu wysokości szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Usterzenie wysokości ma zapewnić równowagę podłużną szybowca w ustalonych stanach lotu lub jej zaburzenie w przypadku sterowania podłużnego (zaburzenie zamierzone). Zaburzenia niezamierzone pojawiają się w wyniku działania podmuchów w atmosferze niespokojnej. Usterzenie wysokości spełnia to zadanie przez powstającą na nim siłę aerodynamiczną:

$$P_H = \alpha_H \cdot a_H \cdot S_H \cdot \frac{\rho_h V_H^2}{2} \quad (1)$$

gdzie:

$\alpha_H$  – kąt natarcia na usterzeniu wysokości,

$a_H = \frac{dC_{zH}}{d\alpha_H}$  – pochylenie charakterystyki wyporowej usterzenia wysokości,

$S_H$  – powierzchnia usterzenia wysokości,

$\rho_h$  – gęstość powietrza na wysokości  $h$ ,

$V_H$  – prędkość napływającej strugi w okolicy usterzenia wysokości. W przypadku szybowca można przyjąć, że:  $V_H \equiv V$ , gdzie  $V$  jest prędkością lotu szybowca.

Przy rozpatrywaniu lotu na wysokości  $h$  i dla zadanej prędkości  $V$  wartość siły aerodynamicznej na usterzeniu wysokości zależy tylko od kąta natarcia  $\alpha_H$ . Jego zmiany są powodowane albo wychyleniem powierzchni sterowych, albo działaniem podmuchów.

#### Składowe kąta natarcia

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości (rys. 1) jest określony zależnością [1]:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + \Delta\alpha_H \quad (2)$$

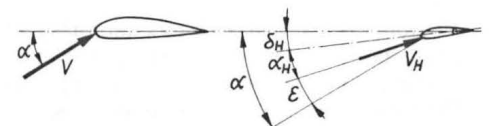
gdzie:

$$\alpha_{oH} = \alpha - \varepsilon + \delta_H$$

$\alpha$  – kąt natarcia na płacie nośnym,

$$\varepsilon = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha - \text{kąt odchylenia strugi za skrzydłem w okolicy usterzenia wysokości,}$$

$\delta_H$  – kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem skrzydła (dla konwencjonalnych układów szybowca i stosowanych profili skrzydła kąt zaklinowania jest ujemny, co przedstawiono na rys. 1),



Rys. 1

$\Delta\alpha_H$  – przyrost kąta natarcia spowodowany wychyleniem powierzchni sterowej lub podmuchem.

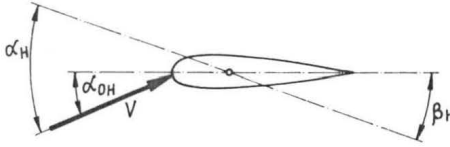
## Zmiany kąta natarcia powodowane wychyleniem powierzchni sterowej

W zależności od rozwiązania konstrukcyjnego, usterzenie wysokości może mieć układ:

- płytowy (bez klapki wyważającej lub dociążającej),
- płytowy z klapką,
- dzielony: statecznik – ster (bez klapki wyważającej),
- dzielony: statecznik – ster z klapką wyważającą.

### Układ płytowy

Usterzenie typu płytowego bez klapki jest stosowane w przypadku urządzenia wyważającego sprężynowego w układzie sterowania.



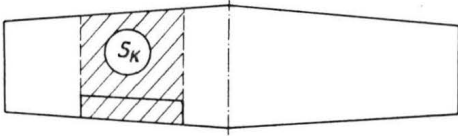
Rys. 2

Zgodnie z rys. 2, kąt natarcia spowodowany wychyleniem płyty o kąt  $\beta_H$  jest wprost równy temu wychyleniu, a wynikowy kąt natarcia wynosi  $\Delta\alpha_H = \beta_H$

$$\alpha_H = \alpha_{0H} + \beta_H \quad (3)$$

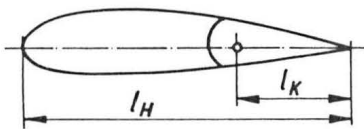
### Układ płytowy z klapką dociążającą

Układ usterzenia płytowego z klapką dociążającą może być symetryczny (klapka na obu połówkach usterzenia) lub niesymetryczny. Rozpatrzono przypadek drugi (rys. 3) jako bardziej ogólny. Powierzchnię usterzenia na części rozpiętości objętej klapką oznaczono  $S_K$ .



Rys. 3

Kąt natarcia wzdłuż rozpiętości usterzenia nie jest tutaj stały, lecz zmienia się skokowo na części objętej klapką. Na części usterzenia nie objętej klapką kąt natarcia jest określony zależnością (3). Na części

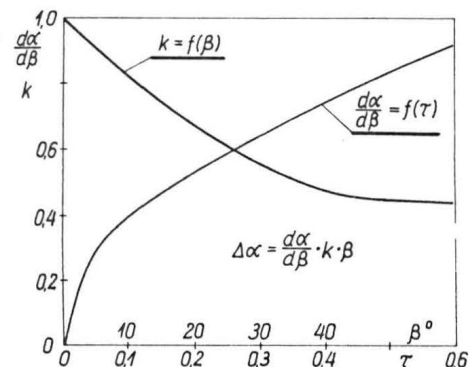


Rys. 4

objętej klapką mamy do czynienia z profilem załamanym i tutaj przyrost kąta natarcia wynosi:

$$(\Delta\alpha_H)_K = \beta_H + b_K \beta_K \quad (4)$$

Współczynnik  $b_K$  jest funkcją głębokości klapki  $\tau_K$  i kąta wychylenia klapki  $\beta_K$ .



Rys. 5

Zgodnie z rys. 4, głębokością klapki jest stosunek cięciw części ruchomej profilu do części stałej i ruchomej łącznie:

$$\tau_K = \frac{l_K}{l_H} \quad (5)$$

Zależność  $b_K = f(\tau_K, \beta_K)$  przedstawiono na rys. 5.

Wynikowy kąt natarcia odniesiony do powierzchni całego usterzenia wysokości wynosi:

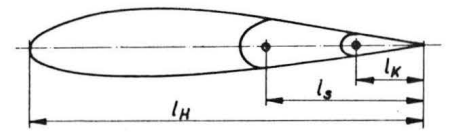
$$\alpha_H = \alpha_{0H} + \beta_H + b_K \beta_K \frac{S_K}{S_H} \quad (6)$$

### Układ statecznik – ster

Przyrost kąta natarcia na usterzeniu wysokości po wychyleniu steru o kąt  $\beta_H$  wynosi:

$$\Delta\alpha_H = b_s \cdot \beta_H \quad (7)$$

Współczynnik  $b_s$  jest funkcją głębokości steru wysokości:  $\tau_s = l_s / l_H$  (gdzie  $l_s$  jest cięciwą steru) oraz wychylenia steru o kąt  $\beta_H$ . Sposób wyznaczenia wartości współczynnika  $b_s$  podano na rys. 5.



Rys. 6

Wynikowy kąt natarcia na usterzeniu wysokości:

$$\alpha_H = \alpha_{0H} + b_s \beta_H \quad (8)$$

### Układ statecznik – ster z klapką wyważającą

Ster wysokości wyposażony w klapkę wyważającą tworzy wraz ze statecznikiem profil dwukrotnie załamany (rys. 6). Układ jest scharakteryzowany głębokością steru  $\tau_s$  i głębokością klapki  $\tau_K$ .

Podobnie jak w przypadku usterzenia płytowego z klapką, rozkład kąta natarcia wzdłuż rozpiętości zmienia się skokowo. Na części usterzenia nie objętej klapką, przyrost kąta natarcia wynosi  $\Delta\alpha_H = b_s \beta_H$ , natomiast na części objętej klapką  $(\Delta\alpha_H)_K = b_K \cdot \beta_K + b_s \beta_H$ . Wynikowy przyrost kąta natarcia odniesiony do powierzchni usterzenia  $S_H$  wynosi:

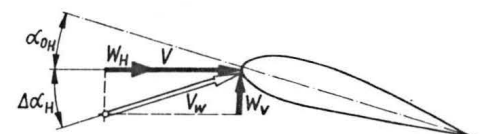
$$\Delta\alpha_H = b_s \beta_H + b_K \frac{S_K}{S_H} \beta_K \quad (9)$$

a kąt natarcia na usterzeniu:

$$\alpha_H = \alpha_{0H} + b_s \beta_H + b_K \frac{S_K}{S_H} \beta_K \quad (10)$$

### Zmiany kąta natarcia wywołane podmuchem

Podmuch działający w płaszczyźnie przepływu (płaszczyzna równoległa do płaszczyzny symetrii szybowca) może być skierowany dowolnie. Zawsze jednak każdy podmuch o intensywności  $W$ , m/s, można rozłożyć na składowe: pionową  $W_v$  oraz poziomą  $W_H$ .



Rys. 7

Zgodnie z rys. 7 przyrost kąta natarcia wywołany podmuchem wynosi:

$$\Delta\alpha_H = \arctg \frac{W_v}{V + W_H} \quad (11)$$

Złożony charakter działania podmuchu, przejawiający się wzrostem poziomej (składowa  $W_H$ ) i odchyleniem kierunku napływu strugi (składowa  $W_V$ ), zgodnie z wymaganiami przepisów budowy szybowców [3], [4], zastępuje się podmuchem pionowym zastępczym o wartości  $k_w \cdot W$ . Przyrost kąta natarcia jest wówczas określony zależnością:

$$\Delta\alpha_H = k_w \frac{W}{V} \quad (12)$$

Wypadkowy kąt natarcia na usterzeniu w chwili działania pomuchu wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + k_w \frac{W}{V} \quad (13)$$

Ponieważ podmuch pionowy może być skierowany do góry lub do dołu ( $\pm W$ ), przyrost  $\Delta\alpha_H$  może być dodatni lub ujemny.

### Sytuacje w locie

Z punktu widzenia obciążeń interesujące są:

- lot ustalony z prędkością wyważenia,
- brutalne sterowanie sterem wysokości,
- podmuchy w atmosferze niespokojnej.

#### Lot ustalony z prędkością wyważenia

W locie ustalonym z prędkością wyważenia, przy zerującym się momencie zawiasowym steru wysokości, musi być spełniony warunek równowagi momentów pochylających:

$$P_{Hr} \cdot L_H + M_{bu} = 0 \quad (14)$$

gdzie:

$L_H$  – ramię siły na usterzeniu wysokości  $P_{Hr}$  zapewniającej równowagę momentów pochylających szybowiec,

$$M_{bu} = C_{m_{bu}} \cdot S \cdot l_o \cdot \frac{\rho_H V^2}{2}$$

$C_{m_{bu}} = f(\alpha)$  – współczynnik momentu pochylającego szybowiec bez siły na usterzeniu wysokości.

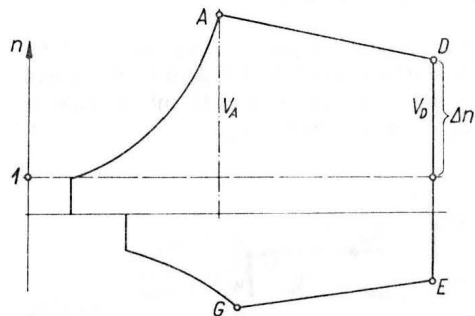
Z (14) wynika wartość siły zapewniającej równowagę podłużną:

$$P_{Hr} = - \frac{C_{m_{bu}}}{L_H} S \cdot l_o \cdot \frac{\rho_H V^2}{2} \quad (15)$$

Z zależności (1) i (15) wynika kąt natarcia na usterzeniu w stanie równowagi podłużnej:

$$\alpha_{Hr} = - \frac{C_{m_{bu}}}{a_H \cdot z_H} \quad (16)$$

gdzie wyprowadzono oznaczenie:  $z_H = \frac{S_H \cdot L_H}{S \cdot l_o}$ .



Rys. 8

Korzystając z zależności (2) i (16) można zapisać, iż przyrost kąta natarcia w stanie równowagi, wywołany wychyleniem steru, wynosi:

$$\Delta\alpha_H = - \frac{C_{m_{bu}}}{a_H z_H} - \alpha_{oH}, \text{ a stąd wielkość kąta wychylenia steru wyso-}$$

kości w stanie równowagi:

$$\beta_{Hr} = \frac{- \frac{C_{m_{bu}}}{a_H z_H} - \alpha_{oH}}{b_s} \quad (17)$$

W przypadku wyposażenia steru w klapkę wyważającą kąt wychylenia steru w stanie równowagi, na podstawie zależności (9) i (16), wynosi:

$$(\beta_{Hr})_K = \frac{1}{b_s} \left[ - \frac{C_{m_{bu}}}{a_H z_H} - \alpha_{oH} - b_K \frac{S_K}{S_H} \beta_K \right] \quad (18)$$

Kąt wychylenia klapki wynika z zerowania momentu zawiasowego steru wysokości:

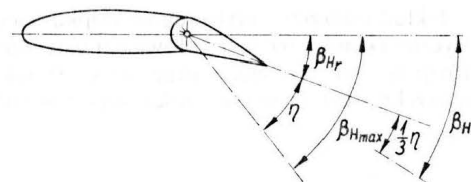
$$M_{zaw} = C_{m_{zaw}} \cdot S_{steru} \cdot l_{steru} \cdot \frac{\rho_H V^2}{2} = 0 \quad (19)$$

Dla spełnienia warunku (19) w locie z prędkością ustaloną jest konieczne, aby  $C_{m_{zaw}} = 0$ .

Współczynnik momentu zawiasowego na sterze z klapką wyważającą określa zależność:

$$C_{m_{zaw}} = c_o \alpha_{oH} + c_s \beta_H + c_k \beta_K \quad (20)$$

gdzie współczynniki:  $c_o$ ,  $c_s$ ,  $c_k$  można wyznaczyć po obliczeniu rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy steru [2].



Rys. 9

Z zerowania się zależności (20) wynika wielkość kąta wychylenia klapki wyważającej w stanach wyważenia podłużnego i wyważenia momentu zawiasowego:

$$\beta_{Kr} = \frac{1}{c_k} \left[ - c_o \alpha_{oH} - c_s \beta_{Hr} \right] \quad (21)$$

Na podstawie wzorów (18) i (21):

$$\beta_{Kr} = \frac{1}{c_k} \left\{ - c_o \alpha_{oH} - \frac{c_s}{b_s} \left[ - \frac{C_{m_{bu}}}{a_H z_H} - \alpha_{oH} - b_K \frac{S_K}{S_H} \beta_{Kr} \right] \right\}$$

a stąd:

$$\beta_{Kr} = \frac{- \frac{C_{m_{bu}}}{c_k a_H z_H} - \left( \frac{c_b}{c_k} + \frac{c_s}{c_{kbs}} \right) \alpha_{oH}}{1 - \frac{c_s}{b_s} \cdot \frac{b_k}{c_k} \cdot \frac{S_K}{S_H}} \quad (22)$$

Przedstawiony sposób określania kąta natarcia dotyczy również obciążeń w przypadku wyrwań do punktów charakterystycznych obwiedni obciążeń  $n = F(V)$ , z tą tylko różnicą, iż wartość  $C_{m_{bu}}$  należy wyznaczyć dla kątów natarcia odpowiadających rozpatrywanym punktom obwiedni.

#### Brutalne sterowanie

Zgodnie z wymaganiami przepisów [3], [4], należy rozpatrzyć obciążenia powstające przy gwałtownym (brutalnym) wychyleniu powierzchni sterowych przy prędkościach charakterystycznych, tzn.  $V_A$  oraz  $V_D$  (rys. 8). W zależności od przepisów budowy, wg których jest rozpatrywany analizowany szybowiec, podejście do zagadnienia obciążeń od brutalnego sterowania może być dwojakie:

- wg przepisów OSTIV,
- wg przepisów JAR-22.

Samolot pasażerski krótkiego i średniego zasięgu o średniej pojemności

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy dolnopłat.

**Plat.** Obrys dwutrapezowy, skos 20° w 25% cięciwy, profil z rodziny NACA o grubości względnej 12,5% u nasady i 11% przy końcówce, wznios 2°, kąt zaklinowania 2,5°. Konstrukcja trójdźwigarowa, kesonowa, całkowicie metalowa fail safe. Wewnątrz kesonów integralne zbiorniki paliwowe. Na krawędzi spływu czterosegmentowe klapy Fowlera zajmujące 70% rozpiętości. Lotki wyposażone w klapki wyważające. Przed klapami przy kadłubie hamulce aerodynamiczne; przed segmentami zewnętrznymi klap – spoiler. Konstrukcja klap, lotek i spoilerów metalowa.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, konstrukcja półskorpowa, całkowicie metalowa fail safe. W nosku kadłuba antena radaru pod dielektryczną osłoną. Pod kabiną załogi wnęką podwozia przedniego i luki instalacji pokładowych, dalej bagażniki, rozdzielone kesonem skrzydła. Dostęp do bagażników z prawej strony kadłuba. W kadłubie za kesonem plata mieszczą się wnęki kół podwozia głównego. Na pokładzie pasażerskim za kabiną załogi znajduje się pomieszczenie gospodarcze, szatnia, toalety i korytarzyk wejściowy. Dalej znajduje się kabina pasażerska, mieszcząca (zależnie od wersji i wariantu wyposażenia samolotu) od 85 (Series 495) do 109 (Series 560) foteli ustawionych w rzędach po 4 (2 + 2) z przejściami pośrodku. W tyle kabiny – toalety. Główne wejście na pokład pasażerski znajduje się po lewej stronie kadłuba za kabiną pilotów i jest wyposażone w składane schodki wejściowe, chowane pod podłogę kabiny. Naprzeciw niego jest usytuowane wejście pomocnicze o mniejszych wymiarach. Dwie pary wyjść awaryjnych znajdują się nad skrzydłem, w połowie długości kabiny pasażerskiej. Tylna, nieciśnieniowa część kadłuba wzmocniona poprzecznymi dźwigarami mocowania silników. W zakończeniu kadłuba mieści się APU.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, całkowicie metalowa fail safe. Stery metalowe. Ster wysokości wyposażony w klapki wyważające i odciążające. W noskach stateczników instalacja przeciwbłodzenia.

**Sterowanie.** Stery, lotki, klapy, spoiler i hamulce aerodynamiczne wychyłane hydraulicznie, podobnie jak i statecznik poziomy.

**Podwozie.** Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie, z kołami bliźniaczymi, chowane ku przodowi. Zespoły podwozia głównego z



Fot. L. Zielaskowski

kołami bliźniaczymi, koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwbłokadowym. Amortyzacja olejowo-gazowa. Ogumienie bezdętkowe.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce Spey Mk.512-14DW o ciągu 5580 daN każdy, umieszczone w gondolach po obu stronach tylnej części kadłuba i wyposażone w odwracacze ciągu. Osie silników zbiegają się za samolotem. Pomocniczy zespół napędowy APU Garrett-AiResearch w tyle kadłuba.

**Instalacje.** Paliwowa – integralne zbiorniki w kesonach skrzydeł, łączna pojemność 14 129 l, możliwość powiększenia pojemności o 5791 l przez zamontowanie zbiornika w kadłubowej części kesonu plata, napełnianie ciśnieniowe; możliwość napełniania grawitacyjnego; instalacja przystosowana do zrzutu paliwa w locie. Olejowa – pojemność zbiornika 14 l, instalacja obsługuje oba silniki. Hydrauliczna – ciśnienie robocze 20,6 MPa, wieloobwodowa, służy do sterowania płatowcem, podwoziem, wysuwania schodków wejścia głównego i napędu wycieraczek szyb kabiny załogi. Elektryczna – 2 prądnic 30 kVA na silnikach, prądnicą awaryjną napędzana od APU. Przeciwbłodzeniowa – noski skrzydeł i stateczników ogrzewane powietrzem z upustów sprężarek silników. Klimatyzacyjna – zapewnia nadciśnienie 55 kPa oraz odpowiednią temperaturę i przewietrzanie wnętrza ciśnieniowej części kadłuba.

**Wyposażenie.** Radar meteorologiczny, pilot automatyczny, ADF, VOR/ILS, RMI, DME, systemy łączności HF i UHF, system łączności pokładowej.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W 1961 r. w British Aircraft Corporation przystąpiono do prac nad nowym samolotem odrzutowym przeznaczonym na linie europejskie. Jeszcze w fazie opracowania brytyjskie linie lotnicze British United Airways złożyły pierwsze zamówienia. Prototyp samolotu oblatano 20 sierpnia 1963 r. Produkowano następujące wersje:

– BAC-1-11 Srs 200 – podstawowa wersja seryjna (ulepszony prototyp), silniki RR Spey 25 Mk.506 (po 4597 daN),

– BAC-1-11 Srs 201 – rozwinięcie Srs 200, oblot 19 grudnia 1963 r.,

– BAC-1-11 Srs 203 – dalsze rozwinięcie Srs 200, oblot 9 czerwca 1964 r.,

– BAC-1-11 Srs 300 – w porównaniu z Srs 200 wzmocnione skrzydło, silniki RR Spey Mk.511,

– BAC-1-11 Srs 400 – rozwinięcie Srs 300 (zmiany wprowadzono wg wymagań odbiorcy amerykańskiego), oblot 13 lipca 1965 r.,

– BAC-1-11 Srs 475 (wersja kombinowana) – standardowy kadłub ze skrzydłami od Srs 500, wnętrze jak w Srs 400, oblot 27 sierpnia 1970 r.,

– BAC-1-11 Srs 467 – wersja towarowa z dużymi drzwiami ładunkowymi po lewej stronie przodu kadłuba,

– BAC-1-11 Srs 500 – przedłużony kadłub, 97÷119 miejsc pasażerskich, zwiększona rozpiętość skrzydła, silniki RR Spey Mk.512DW, oblot 30 czerwca 1967 r.,

– BAC-1-11 Srs 670 – wersja specjalna dla Japonii, rozwinięcie wersji Srs 475,

– BAC-1-11 Srs 550 – rozwinięcie Srs 500, przeznaczona do budowy w Rumunii.

Łącznie zbudowano ponad 250 egz. samolotu wszystkich wersji.

Na przełomie lat 1970/1980 samolotem zainteresował się rumuński przemysł lotniczy, który zakupił licencję na produkcję wersji Srs 475 i Srs 500 oraz prawo montażu silników. Pierwsze 22 egz. rumuńskie, nazwane ROMBAC, złożono z części nadesłanych z W. Brytanii; pierwszy z nich oblatano we wrześniu 1982 r. i w następnym roku przekazano linii lotniczemu TAROM. Dwa następne egzemplarze ukończono w 1984 r. w wersji przeznaczonej dla dostojników państwowych. Budowa samolotów w Rumunii jest prowadzona pod oznaczeniami wersji Srs 495 (85 pasażerów) i Srs 560 (109 pasażerów).

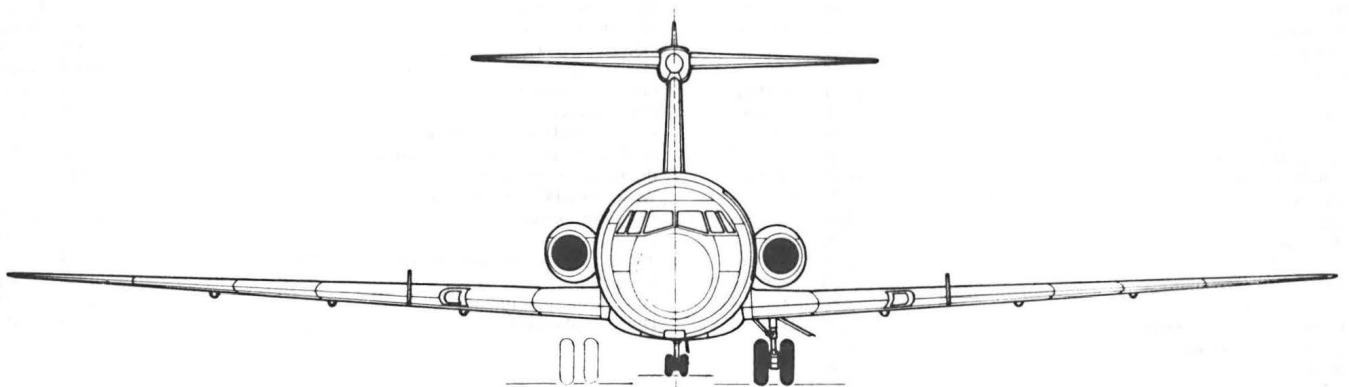
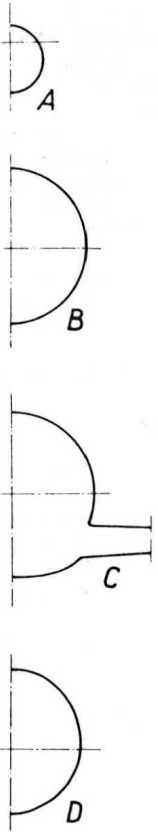
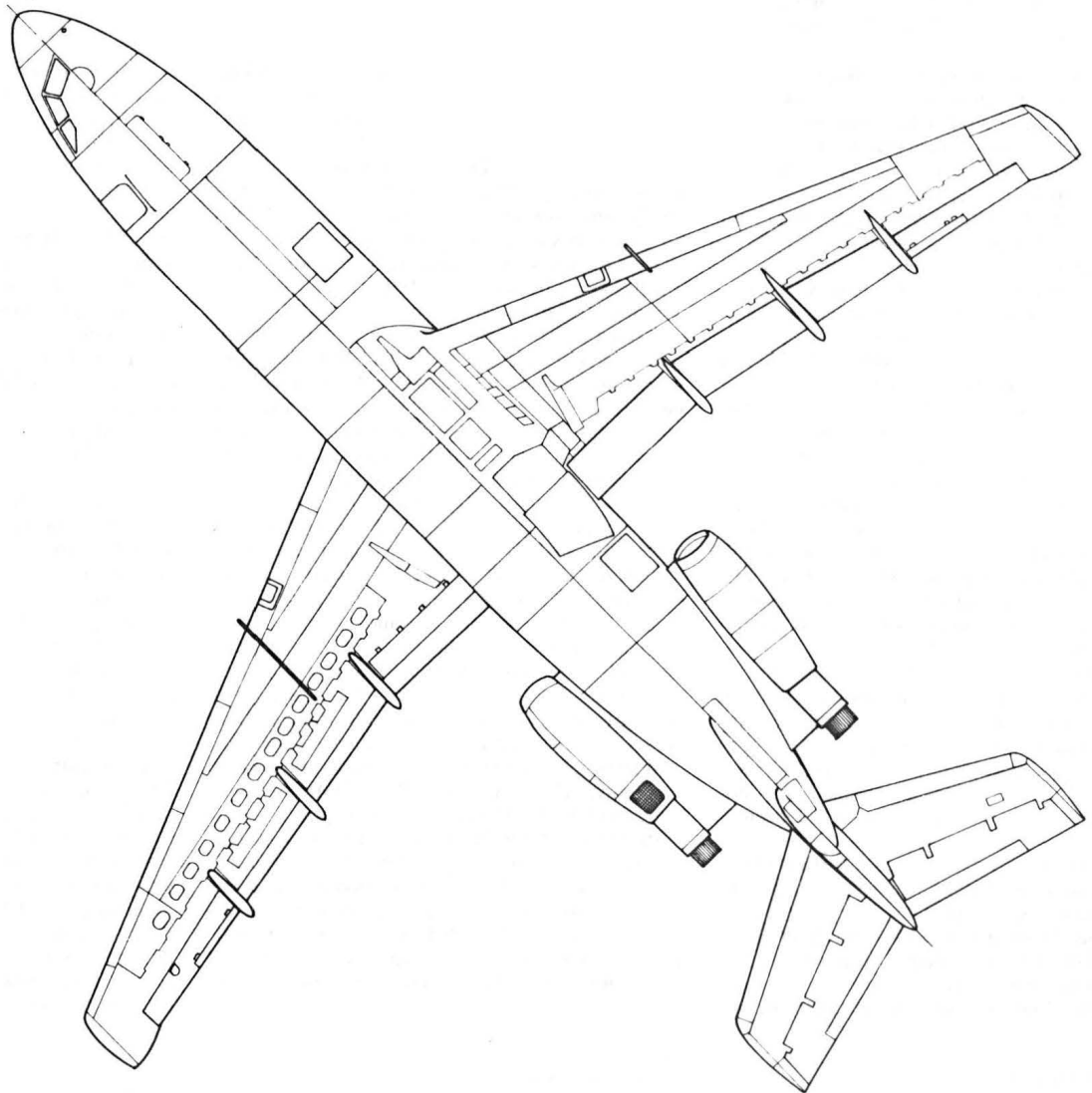
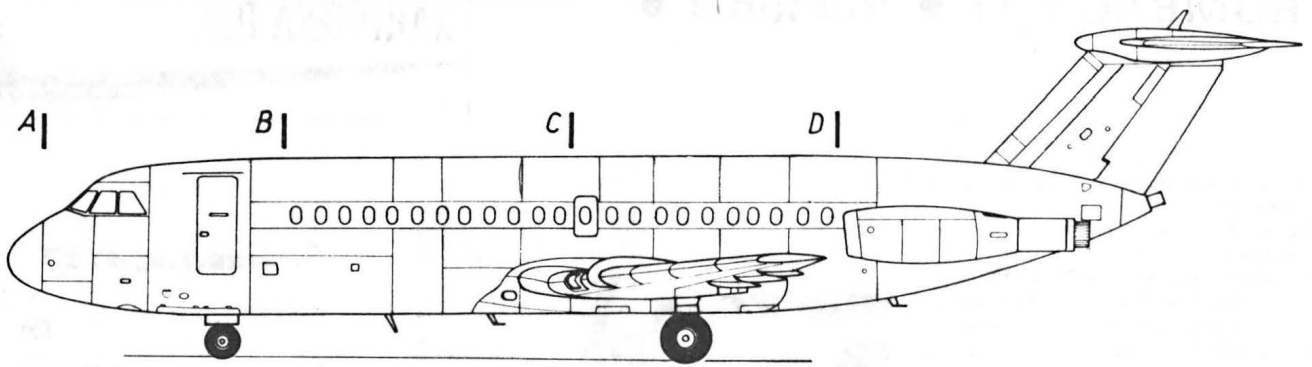
#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	28,50	28,50 m
Długość	28,50	32,61 m
Wysokość	7,47	7,47 m
Rozpiętość usterzenia	8,99	8,99 m
Baza podwozia	10,08	12,62 m
Rozstaw podwozia	4,34	4,34 m
Cięciwa skrzydła u nasady	5,01	5,01 m
Długość kadłuba	25,55	29,67 m
Długość wnętrza kabiny	17,31	21,44 m
Szerokość wnętrza kabiny	3,16	3,16 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,98	1,98 m
Powierzchnia podłogi kabiny	47,0	61,8 m <sup>2</sup>
Pojemność bagażników	14,44	20,13 m <sup>3</sup>
Powierzchnia skrzydła	95,78	95,78 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	2,86	2,86 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	16,30	16,30 m <sup>2</sup>
Powierzchnia spoilerów	2,30	2,30 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	10,90	10,90 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	3,05	3,05 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	23,90	23,90 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	6,55	6,55 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	8,48	8,48

#### Srs 495 Srs 560

Wydłużenie usterzenia poziomego	3,38	3,38
Masa własna operacyjna	23 286	25 267 kg
Masa ładunku użytecznego	10 788	11 474 kg
Masa startowa	41 730	45 200 kg
Masa startowa maks.	44 680	47 400 kg
Masa do lądowania maks.	39 463	39 463 kg
Obciążenie powierzchni (norm.)	435,7	471,9 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni (maks.)	466,5	494,9 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu (norm.)	3,74	4,05 kg/dał
Obciążenie ciągu (maks.)	4,00	4,25 kg/dał
Prędkość maks. (H = 6400 m)	870	870 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna H = 10 680 m)	760	760 km/h
Prędkość min. z klapami	182	186 km/h
Wznoszenie (V = 555 km/h)	13,10	12,03 m/s
Pałap przelotowy	10 670	10 670 m
Zasięg (rezerwa na 45 min lotu)	3950	3885 km
Zasięg z dodatkowym paliwem (rezerwa na 45 min lotu)	5325	— km
Rozbieg	1676	1981 m
Długość startu na 10,7 m	1798	2225 m
Długość lądowania	1440	1455 m

T.M.



**Samolot akrobacyjny**

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy całkowicie metalowy dolnołat ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil symetryczny NACA 0018 u nasady przechodzący w NACA 0012 na końcu. Minimalny wznios dodatni wynika ze zmiany grubości profilu – teoretyczny wznios mierzony na górnej powierzchni skrzydła wynosi 0°. Konstrukcja niedzielona, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa. Czterosegmentowe lotki zajmują 75% rozpiętości, są wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja lotek metalowa, pokrycie żłobkowane. Wchylenie lotek – po 20° w górę i w dół. Na lewym skrzydle lotka jest wyposażona w automatyczną klapkę odciążającą i stałą klapkę wyważającą; na prawym – w regulowaną klapkę dociążająco-odciążającą. W kesonie noskowym skrzydła u nasady znajdują się wzmocnienia układu sterowania lotkami. Skrzydło może być przystosowane do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwowych.

**Kadłub.** Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. W części środkowej wykroj na przejście kesonu skrzydła. Oprofilowanie przejścia skrzydło-kadłub jest integralną częścią konstrukcji nośnej. Nad przejściem skrzydła znajduje się zbiornik paliwowy i kabina pilota, której podłogę stanowi pokrycie kesonu skrzydła. Fotel pilota o regulowanym położeniu jest przystosowany do spadochronu plecowego. Oszklenie kabiny jednoczęściowe, tłoczzone z pleksi, osłona otwierana na bok w prawo. Osłona może być odrzucana awaryjnie. Tylna część kadłuba, spłaszczając się z boków, płynnie przechodzi w statecznik pionowy, stanowiący z nią integralną całość.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie krzyżowym. Obrysy obu usterzeń trapezowe. Statecznik poziomy podparty zastrzałami. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa metalowa z płóciennym pokryciem za kesonem noskowym. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie. Konstrukcja sterów: szkielet metalowy, pokrycie płócienne. Na lewym segmencie steru wysokości klapka wyważająca, na prawym – klapka odciążająca. Na sterze kierunku klapka odciążająca. Wchylenie steru wysokości: 31° w górę i 28,5° w dół, wchylenie steru kierunku po 30° w obie strony.

**Sterowanie.** Układy sterowania sztywne, popychaczowe.

**Podwozie.** Stałe, z kółkiem tylnym. Golenie podwozia głównego sprężyste, stanowią jedną całość i są wykonane ze stopu tytanowego oraz mocowane w dwóch punktach do struktury kadłuba. Koła podwozia głównego wyposażone w hamulce mechaniczne i osłonięte owiewkami z kompozytu szklano-



-epoksydowego. Golenie podwozia tylnego sprężyste, samonastawna, kółko tylne (pochodzące z samolotu PZL-104) na widelcu, z możliwością blokowania w położeniu neutralnym. Wymiary kół: główne – 0,350×0,135 m, tylne – 0,200×0,080 m. Ogumienie niskociśnieniowe.

**Zespół napędowy.** Rzędowy, sześciocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Avia M-137AZ o mocy startowej 133 kW (przy obrotach 45,83 s<sup>-1</sup>). Pojemność skokowa silnika 5,97 dm<sup>3</sup>, stopień sprężania 6,3:1. Śmigło dwułopatowe metalowe o zmiennym skoku Avia V-503A. Osłony zespołu napędowego metalowe.

**Instalacja.** Paliwowa – zbiornik kadłubowy o pojemności 60 l, możliwość podwieszania na końcach skrzydeł zbiorników dodatkowych o pojemności po 50 l. Olejowa – zbiornik o pojemności 12 l, chłodnica po lewej stronie silnika. Elektryczna – napięcie

24/28 V, prądnicą 600 W/24, akumulator 24 V/25 Ah, gniazdo zasilania lotniskowego. Wszystkie instalacje przystosowane do akrobacji.

**Wyposażenie.** Prędkościomierz, zegar, busola, obrotomierz, trójwskazówkowy kontroler silnika, wysokościomierz, wariometr, zakrętomierz, wolt-ampieromierz, termometr głowic cylindrów, przeciążeniomierz, radiostacja LUN-3524.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** Prace konstrukcyjne nad nowym czeskosłowackim samolotem Zlin Z-50 rozpoczęto w 1973 r. w zespole kierowanym przez inż. J. Mikulę. Pierwszy lot prototypu, wyposażonego w silnik Lycoming AEIO-540-D4B5, odbył się 18 lipca 1975 r. W maju 1976 r. samolot przeszedł próby przeprowadzone z udziałem pilotów różnych krajów (w tym z Polski) i uzyskał bardzo wysoką ocenę. Wysoko oceniono przede wszystkim łatwość i poprawność pilotażu, umożliwiające loty pilotom z niewielkim doświadczeniem w akrobacji, czego nie gwarantowały dotychczasowe samoloty akrobacyjne, takie jak Z-526AFS, Pitts Special czy Aerostar. Samolot ten konstruowano specjalnie na mistrzostwa świata w akrobacji lotniczej w 1976 r. Po wprowadzeniu pewnych udoskonaleń zespołu napędowego, samolot skierowano do produkcji seryjnej pod oznaczeniem Z-50L (wyprodukowano ok. 30 egz.). W 1982 r. oblatano kolejną ulepszoną wersję Z-50LS z tym samym silnikiem. W 1986 r. rozpoczęto konstruowanie kolejnej wersji z własnym czeskim silnikiem M-137AZ. Wersja ta, oznaczona Z-50M, została oblatana 25 kwietnia 1988 r. Na samolotach Z-50L i Z-50LS zawodnicy różnych krajów (przede wszystkim jednak CSRS) zajmowali doskonałe miejsca w różnych zawodach w akrobacji lotniczej.



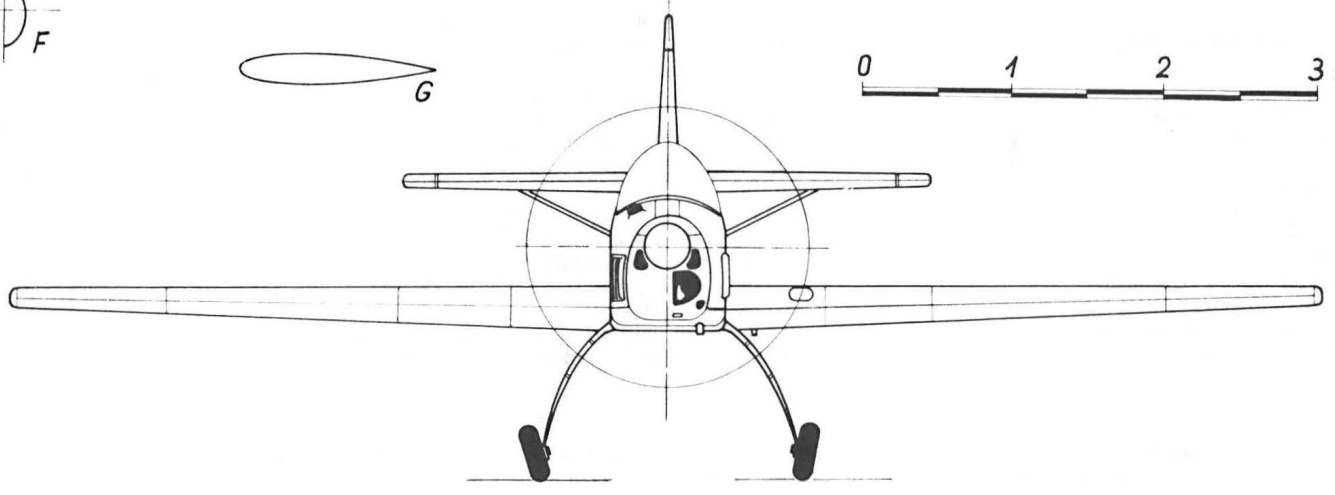
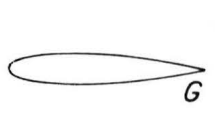
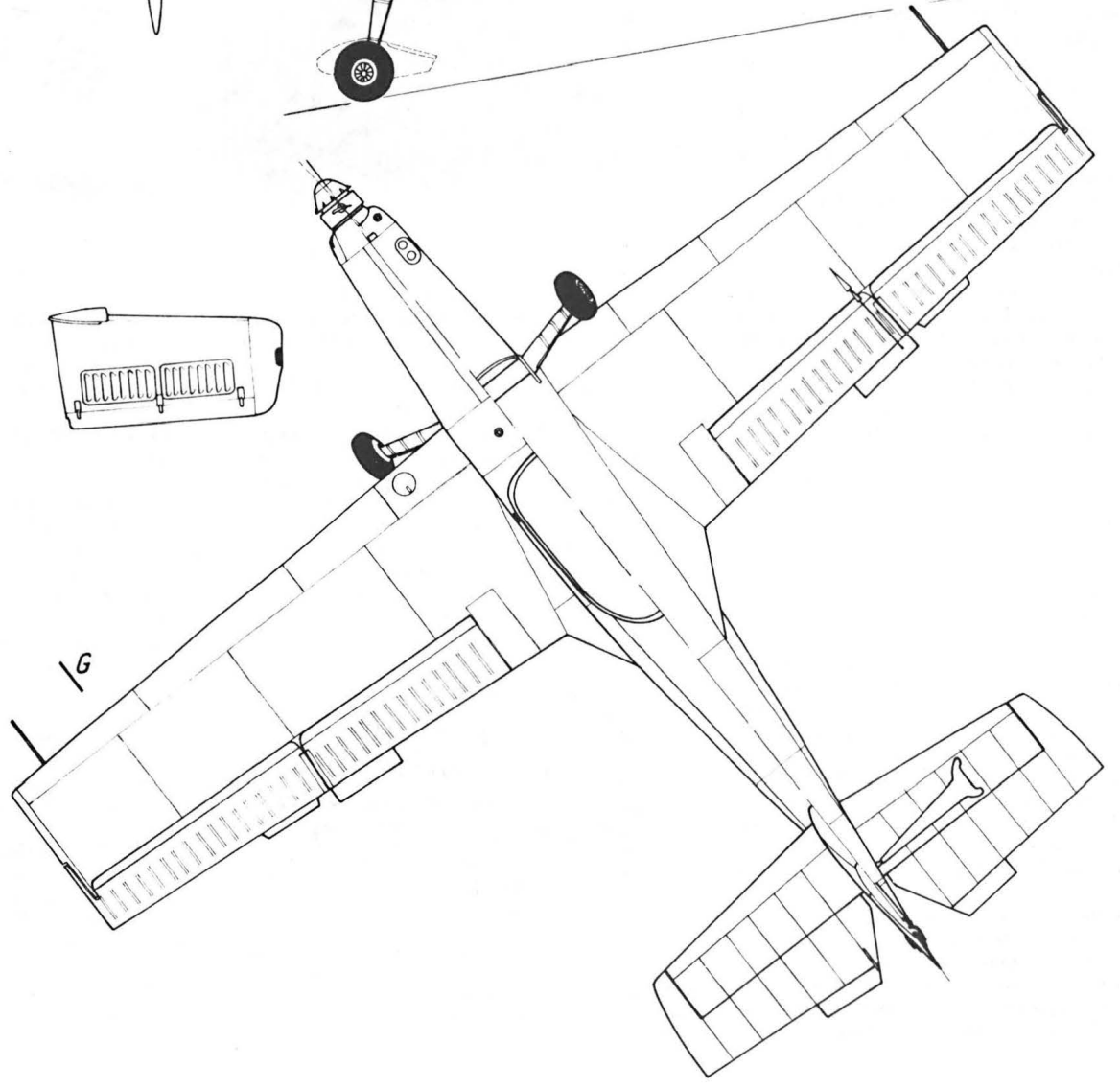
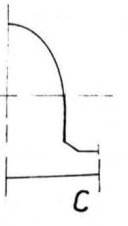
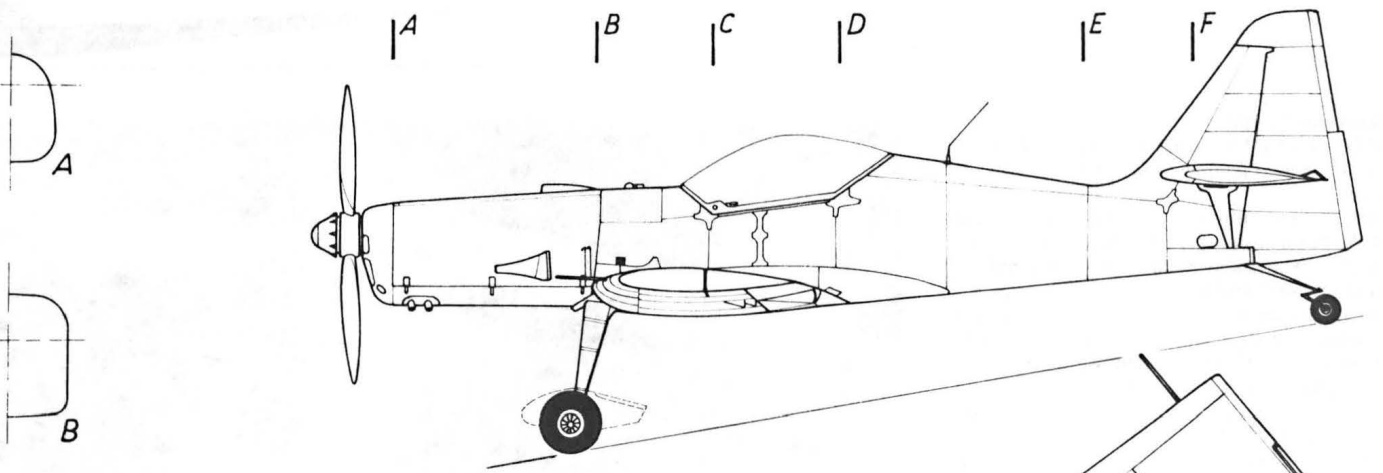
Rys. Tablica przyrządów Z-50M: 1 – prędkościomierz, 2 – zegar, 3 – busola, 4 – obrotomierz, 5 – trójwskazówkowy kontroler silnika, 6 – wysokościomierz, 7 – wariometr, 8 – zakrętomierz, 9 – wolt-ampieromierz, 10 – termometr głowic cylindrów, 11 – przeciążeniomierz

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	8,58 m	Obciążenie powierzchni	56,0 kg/m <sup>2</sup>
Rozpiętość z dodatkowymi zbiornikami	9,03 m	Obciążenie mocy	5,26 kg/kW
Długość	6,96 m	Prędkość dopuszczalna	307 km/h
Wysokość	1,99 m	Prędkość manewrowa	246 km/h
Rozpiętość usterzenia wysokości	3,44 m	Prędkość przelotowa	234 km/h
Średnia ciężca aerodynamiczna	1,49 m	Prędkość maks. pozioma	244 km/h
Rozstaw podwozia	1,86 m	Prędkość min.	101 km/h
Średnica śmigła	2,00 m	Prędkość oderwania	110 km/h
Powierzchnia skrzydła	12,5 m <sup>2</sup>	Wznoszenie maks.	7,6 m/s
Powierzchnia lotek	2×1,4 m <sup>2</sup>	Pułap	6000 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,9 m <sup>2</sup>	Długostrwałość lotu	1 h 22 min
Powierzchnia statecznika poziomego	1,7 m <sup>2</sup>	Długość startu na 15 m	370 m
Powierzchnia steru wysokości	1,2 m <sup>2</sup>	Długość lądowania z 15 m	550 m
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,6 m <sup>2</sup>	Współczynniki obciążenia konstrukcji	+7/-4,5
Powierzchnia steru kierunku	0,8 m <sup>2</sup>	Zakres położeń środka ciężkości	24±31% SCA
Wydłużenie skrzydła	5,89		
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,08		
Masa własna	540 kg		
Masa startowa maks. (do akrobacji)	700 kg		
Masa startowa dopuszczalna (do przelotu z dod. zbiorn.)	780 kg		

Opracowano na podstawie: „Modelar” nr 11/1988, „Letectvi + Kosmonautika” nr 24/1988

T.M.





## 7. Taileron (ster wysokości różnicowy; statecznik różnicowy)

- Ang. taileron  
 Niem. Tailleron (m), Schwanzhöhen-und-querruder (m)  
 Fr. tailleron (m), stabilisateur (m) à commande différentielle  
 Ros. (дифференциальный руль высоты); дифференциальный стабилизатор

Termin określający organ podstawowego sterowania poprzecznego i podłużnego, umieszczony na ogonie samolotu. Może to być różnicowo wychyłany ster wysokości bądź (część) płytkowe usterzenie poziome z niezależnym, różnicowym wychylaniem jego połówek. Przeniesienie funkcji sterowania poprzecznego poza skrzydło powoduje, że cała rozpiętość krawędzi spływu skrzydła może być wykorzystana na mechanizację, co jest istotne zwłaszcza dla płatów o małej rozpiętości. Tailerony stosuje się najczęściej na samolotach bojowych o zmiennej geometrii. Przy skrzydłach ustawionym na maksymalny skos, spływ skrzydła znajduje się blisko krawędzi natarcia usterzenia poziomego. W tej sytuacji skuteczność normalnych lotek jest wątpliwa i tailerony zapewniają sterowność poprzeczną. Przy skrzydłach ustawionych na mniejszy skos, a więc przy małych prędkościach lotu, sterowanie poprzeczne mogą zapewnić umieszczone na skrzydłach interceptory (spoilery) lub klapolotki i dodatkowo tailerony. Ze znanych samolotów mających tailerony można wymienić: Panavia Tornado, MiG-23, MiG-27, Su-24, a także F-18 Hornet ze stałym skrzydłem.

Nie należy mylić taileronów z elewonami (sterolotkami), spełniającymi tę samą funkcję, ale umieszczonymi na krawędzi spływu skrzydła.

## 8. Sztuczne czucie, zespół sztucznego czucia, zaciągacz sterownicy

- Ang. feel simulation, artificial feel unit; q-feel mechanism  
 Niem. Gefühlssimulation (f), künstliches Gefühl (n), Fühl Simulatoranlage (f), Flugbelastar (m), (Flug) Belastungsmechanismus (m), Belastungseinrichtung (f)  
 Fr. dispositif (m) de sensation musculaire, sensation (f), s. artificielle (de pilotage), s. musculaire; système de s.a., système de s.m.  
 Ros. механизм загрузки (бустерной системы управления), загрузочный механизм, автомат загрузки, система имитаций усилий

Urządzenie sztucznego czucia podłączane do sterownic zapewnia pilotowi wrażenie bezpośredniego oddziaływania na stery samolotu. Urządzenie takie jest niezbędne, gdy sterowanie odbywa się za pośrednictwem nienawrotnych serwomechanizmów i gdy nie ma bezpośred-

niego mechanicznego połączenia między organami sterowania i sterownicami (jak np. w całkowicie elektrycznym systemie sterowania fly-by-wire, FBW). Momenty na sterownicach powinny być przy tym proporcjonalne do rzeczywistych aerodynamicznych momentów zawiasowych, zależnych przede wszystkim od wychyleń organów sterowania i od ciśnienia dynamicznego  $q$ . Jako składniki urządzenia stosuje się często sprężyny (wytwarzające moment proporcjonalny do wychyleń) i czujniki ciśnienia dynamicznego wytwarzające sygnały proporcjonalne do kwadratu prędkości, przekazywane do odpowiednich mechanizmów wykonawczych działających na sterownice. Czasem w układzie sterowania stosuje się również ciężarki umieszczone mimośrodowo tak, że siła odśrodkowa działająca na ciężarek np. przy wyrwaniu z lotu nurkowego (proporcjonalna do kwadratu prędkości samolotu) dodatkowo zwiększa siłę potrzebną do wychyleń do góry steru wysokości. Elementy sztucznego czucia stosuje się czasem w celu poprawienia charakterystyk stateczności podłużnej samolotu.

## 9. Podwozie pomocnicze (wodnosamolotu), podwozie do kołowania (w.), wózek transportowy w., wózek manewrowy w.

- Ang. beaching gear; (seaplane) dolly  
 Niem. (See)flugzeug- Behelfsfahrwerk (n); Schwimmerwagen (m); Tiefladeanhänger (m)  
 Fr. (atterrisseur (m) chariot (m) de mise à l'eau; dispositif (m) de mise à terre  
 Ros. перекатное шасси (гидросамолета), выкатное шасси (г.); перекатная тележка (г.) выкатная тележка (г.)

Angielski termin beaching gear ogólnie oznacza urządzenie pozwalające wyciągnąć wodnosamolot (pływakowy lub łodziowy) na niezbyt stromy pochyły brzeg (np. na plażę – stąd nazwa pochodząca od beach – plaża) bądź na specjalną pochylnię (slip); dotyczy to również operacji odwrotnej, tj. spuszczenia na wodę z brzegu – bezpośrednio lub po slipie. Wodnosamoloty-amfibie korzystają przy tym z własnego podwozia. „Czyste” wodnosamoloty mogą mieć montowane zarówno kompletne dwukołowe wózki z platformą dopasowaną do kształtu dna łodzi czy pływaka, jak i oddzielne golenie z kołami mocowane do okuć na samolocie i wreszcie – najprostsze, dla lekkich samolotów – osie przetykane przez otwory w pływakach i koła zakładane później na ich końcach.

Współczesne dobrze wyposażone bazy wodnosamolotów mają specjalne samobieżne wózki-podnośniki, pozwalające uchwycić samolot pod poprzeczne pręty łączące pływaki i transportować go wzdłuż slipu i między slipem a miejscem postoju na ziemi. Duże wodnosamoloty (jak np. Shin Meiwa PS-1) mogą mieć chowane podwozie pomocnicze, nie przeznaczone do lądowania na nim, lecz pozwalające na samodzielne poruszanie się po slipie oraz kołowanie na lądzie, tak jak amfibie.

K.D.

cd. ze str. 23

dla dwuosobowej załogi, bogatszym wyposażeniem kabiny i charakterystycznym czterokołowym podwoziem. Prototyp tego śmigłowca został oblatany 8 grudnia 1945 r. Już w marcu 1945 r. uzyskał on, pod nazwą Bell 47, jako pierwszy śmigłowiec cywilny, oficjalny dokument stwierdzający dopuszczenie do publicznej eksploatacji (certyfikat zdolności). W różnych wariantach śmigłowiec był nieprzerwanie produkowany w USA, W. Brytanii, Japonii i we Włoszech przez następnych 25 lat i wszedł do służby w kilkudziesięciu krajach świata w siłach

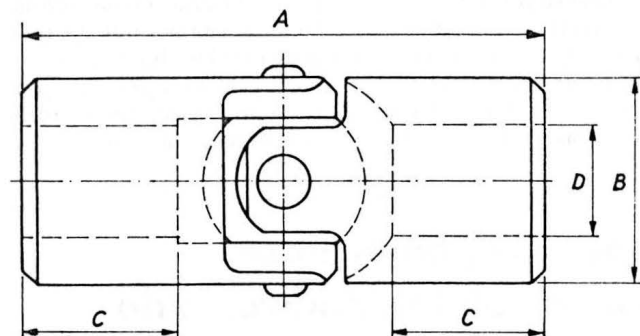
zbrojnych i w służbach cywilnych. Ogółem wyprodukowano ok. 8000 szt. śmigłowców rodziny Bell 47.

### Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	10,07 m
Powierzchnia tarczy wirnika nośnego	79,64 m <sup>2</sup>
Długość z wirnikiem i śmigłem ogonowym	11,74 m
Wysokość	2,88 m
Masa własna	545 kg
Masa ładunku użytecznego	100 kg
Masa w locie maks.	645 kg

## Przykłady uniwersalnych elementów łączących

We współczesnych konstrukcjach lotniczych stosuje się połączenia uniwersalne do łączenia licznych elementów wzajemnie przemieszczających się. Ich zastosowanie pozwala na przechylenie osi do 25°, a w szczególnych przypadkach – do 45°.



Rys. 1

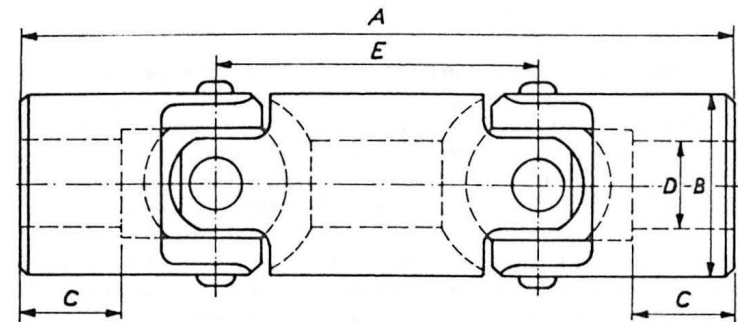
TABLICA 1. Parametry połączeń pokazanych na rys. 1

Nr katalogowy	A	B	C	D	$m$ , kg	$M_{max}$ , Nm	$M_{dop}$ , Nm	$F_{max}$ , kN
200-2-00	44,5	9,53	12,7	6,5	0,021	2,07	1,44	0,28
200-2-0	44,5	12,20	12,7	8,0	0,032	3,34	2,65	0,56
200-2-001	44,5	18,25	11,0	10,0	0,057	13,40	7,20	1,43
200-2-1	54,0	23,80	15,0	12,5	0,113	20,70	12,67	2,42
200-2-2	63,5	29,37	16,0	16,0	0,226	58,80	26,50	2,97
200-2-3	76,0	35,72	19,0	20,0	0,453	104,0	58,80	4,95
200-2-4	89,0	42,86	22,0	25,5	0,680	159,0	94,50	6,79
200-2-5	122,2	46,83	36,5	28,0	1,134	237,0	129,0	10,1
200-2-6	136,5	56,36	38,0	36,0	1,700	380,0	195,9	12,5
200-2-7	149,2	69,85	38,0	38,0	2,720	660,0	288,0	18,0
200-2-8	162,0	76,20	42,0	42,0	3,630	829,0	391,7	22,9

$M_{max}$  – maks. moment przenoszony przez połączenie,  $M_{dop}$  – moment nie powodujący odkształceń plastycznych,  $F_{max}$  – maks. siła osiowa.

cowuje elementy dostosowane do ściśle określonych parametrów roboczych.

Aby konstruktorzy mogli zorientować się, jakie elementy są dostępne na rynku, poniżej przytaczamy przykłady dwu produktów tego ro-



Rys. 2

TABLICA 2. Parametry połączeń pokazanych na rys. 2

Nr katalogowy	A	B	C	D
200-3-00	65,0	9,53	12,7	6,5
200-3-0	65,0	12,20	12,7	8,0
200-3-001	76,2	18,25	11,0	10,0
200-3-1	92,0	23,80	15,0	12,5
200-3-2	114,3	29,37	16,0	16,0
200-3-3	133,4	35,72	19,0	20,0
200-3-4	155,6	42,86	22,0	25,5
200-3-5	198,5	46,83	36,5	28,0
200-3-6	238,0	56,36	38,0	36,0
200-3-7	300,0	69,85	38,0	38,0
200-3-8	325,5	76,20	41,3	42,0

Dla zapewnienia prawidłowej pracy połączenia jest niezbędne smarowanie elementu łączącego przez zanurzenie, natrysk lub polewanie. Elementy są wytwarzane z różnych materiałów.

W przypadku złożenia odpowiedniego zamówienia, wytwórca opra-

dzaju oferowanych przez firmę Mollart Universal Joints Ltd. z W. Brytanii, mającą bogate doświadczenie w projektowaniu i wytwarzaniu takich części.

Opracował R. J. M.

### WARUNKI PRENUMERATY NA 1989 r.

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

**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 370015-7490-139-11. **Prenumerata ulgowa** – przysługuje wyłącznie osobom fizycznym – członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

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

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

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

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

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

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

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

**Wstępna cena prenumeraty TLiA na 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, prenumeratorzy są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.

### Brutalne sterowanie wg przepisów OSTIV

W przypadku brutalnego sterowania przy  $V_A$  jest wymagane rozpatrywanie pełnego wychylenia steru wysokości (do ograniczników). Wówczas kąt natarcia na usterzeniu w momencie wychylenia powierzchni sterowej wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + b_s \beta_{H \max} \quad (23)$$

gdzie:  $\beta_{H \max}$  jest pełnym wychyleniem steru wysokości, aż do ograniczników.

W przypadku wyposażenia steru w klapkę wyważającą należy rozpatrywać przypadek wychylenia jej w locie ustalonym z prędkością  $V_A$  (przed rozpoczęciem manewru brutalnego sterowania). Wartość kąta wychylenia w tym stanie lotu  $\beta_{KA}$  można wyznaczyć wg zależności (22).

Wówczas kąt natarcia na usterzeniu wysokości wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + b_s \beta_{H \max} + b_K \beta_{KA} \frac{S_K}{S_H} \quad (24)$$

W przypadku brutalnego sterowania przy prędkości  $V_D$  jest wymagane rozpatrywanie obciążenia w wyniku wychylenia steru wysokości o kąt równy 1/3 różnicy pomiędzy wychyleniem maksymalnym a wychyleniem w stanie równowagi przed rozpoczęciem manewru.

Zgodnie z rys. 9 wynikowy kąt wychylenia steru wysokości wynosi:

$$\beta_H = \beta_{Hr} + \frac{1}{3} \eta = \beta_{Hr} + \frac{1}{3} (\beta_{H \max} - \beta_{Hr})$$

a stąd:

$$\beta_H = 0,333 \beta_{H \max} + 0,666 \beta_{Hr} \quad (25)$$

Kąt natarcia na usterzeniu wyniesie zatem:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + b_s \left( 0,333 \beta_{H \max} + 0,666 \beta_{Hr} \right) \quad (26)$$

Przy zastosowaniu klapki odciążającej:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + b_s \left( 0,333 \beta_{H \max} + 0,666 \beta_{Hr} \right) + b_K \beta_{KD} \frac{S_K}{S_H} \quad (27)$$

gdzie wielkość kąta wychylenia klapki  $\beta_{KD}$  wynika z warunków lotu ustalonego z prędkością  $V_D$  wg zależności (22).

### Brutalne sterowanie wg przepisów JAR - 22

Zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-22, w przypadku brutalnego sterowania należy rozpatrywać przyrost siły na usterzeniu wysokości niezbędny dla osiągnięcia rozpatrywanego punktu obwiedni obciążeń sterowanych. Np. dla osiągnięcia punktu D (rys.8) jest wymagany przyrost współczynnika obciążenia od  $n = n_D$ , wynoszący  $\Delta n$ .

Odpowiedni przyrost kąta natarcia na usterzeniu wynosi:

$$\Delta \alpha_H = \frac{2 \Delta n}{\rho_h V^2} \left[ \left( \frac{x_{sm}}{a_H L_H S_H} - \frac{1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}}{S \cdot a} \right) Q - 0,613 L_H \right] \quad (28)$$

gdzie:

$x_{sm}$  – odległość wzdłuż średniej cięciwy odniesienia od punktu 0,25 tej cięciwy do rzutu na nią środka masy szybowca w locie,

$a$  – pochylenie charakterystyki woporowej płata,

$Q$  – ciężar szybowca w locie.

Wypadkowy kąt natarcia na usterzeniu po brutalnym wychyleniu steru wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + \frac{2 \Delta n}{\rho_h V^2} \left[ \left( \frac{x_{sm}}{a_H L_H S_H} - \frac{1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}}{S \cdot a} \right) Q - 0,613 L_H \right] \quad (29)$$

### Podmuch

Przyrost kąta natarcia wywołany podmuchem, zgodnie z (12), wynosi:

$$\Delta \alpha_H = k_w \frac{W}{V}$$

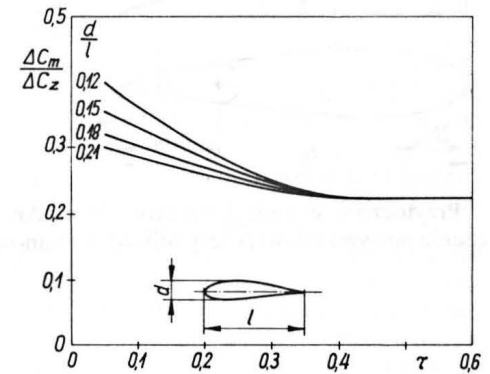
Współczynnik  $k_w$  zgodnie z przepisami budowy [3], [4] jest określony zależnością:

$$k_w = \frac{0,88 \mu}{5,3 + \mu} \quad (30)$$

Parametr masowy szybowca:

$$\mu = \frac{2 Q}{\rho_h \cdot S \cdot l_o \cdot a \cdot g} \quad (31)$$

gdzie:  $g$  – przyspieszenie ziemskie.



Rys. 10

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości w chwili działania podmuchu wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + k_w \frac{W}{V} \quad (32)$$

Jeżeli w locie ustalonym przed zaistnieniem podmuchu szybowiec był wyważony za pomocą klapki na prędkość  $V_b$  wychyleniem jej o kąt  $\beta_{Kb}$ , wówczas wynikowy kąt natarcia na usterzeniu wynosi:

$$\alpha_H = \alpha_{oH} + k_w \frac{W}{V} + b_K \beta_{Kb} \cdot \frac{S_K}{S_H} \quad (33)$$

### Wnioski

Przedstawione rozważania pozwalają na wysunięcie ogólnego stwierdzenia, iż kąt natarcia powstający na usterzeniu wysokości w różnych stanach obciążeń można wyrazić ogólną zależnością:

$$\alpha_H = A_1 + A_2 \beta_H + A_3 \beta_K \quad (34)$$

Wielkość  $A_1$  określa kąt natarcia powstający na usterzeniu z nie wychylonymi sterami i klapkami. W przypadku lotu w atmosferze spokojnej:

$$A_1 = \alpha_{oH} = \alpha - \varepsilon + \delta_H \quad (35)$$

W atmosferze z podmuchami:

$$A_1 = \alpha - \varepsilon + \delta_H + k_w \frac{W}{V} \quad (36)$$

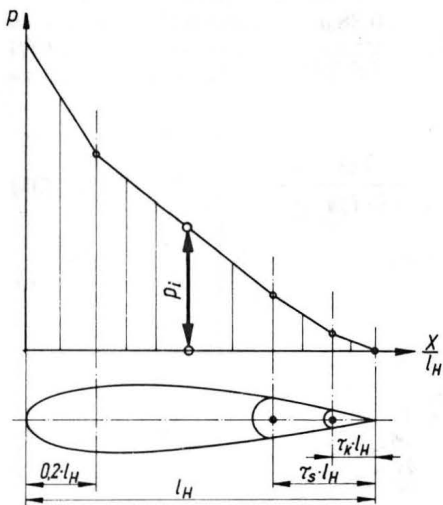
Wielkość  $A_2$  określa zmianę kąta natarcia usterzenia wysokości pod wpływem wychylenia steru o kąt  $\beta_H$ :

$$A_2 = \frac{d(\Delta \alpha_H)}{d\beta_H} \quad (37)$$

i analogicznie w odniesieniu do klapki wyważającej:

$$A_3 = \frac{d(\Delta\alpha_H)}{d\beta_K} \quad (38)$$

W przypadku wyznaczania obciążeń usterzenia wysokości jest konieczne dokonanie rozdziału siły aerodynamicznej pomiędzy ster i statecznik wysokości. Rozdział taki wynika z rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy [2]. Do jego obliczenia jest potrzebna znajomość następujących wielkości:  $Cz_H$ ,  $Cm_H$ ,  $\Delta Cz_H$ ,  $\Delta Cm_H$ ,  $\Delta Cz_k$ ,  $\Delta Cm_k$ .



Rys. 11

Przytoczone w niniejszym artykule wielkości pozwalają na wyznaczenie powyższych współczynników, a mianowicie:

$$Cz_H = a_H \cdot A_1$$

$Cm_H = 0$  – albowiem w przeważającej liczbie konstrukcji stosuje się na usterzeniu profile symetryczne,

$$\Delta Cz_H = a_H A_2 \beta_H$$

$$\Delta Cm_H = \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} \Delta Cz_H = \frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} a_H A_2 \beta_H$$

$$\frac{\Delta Cm_H}{\Delta Cz_H} - \text{sposób wyznaczenia określa rys. 10.}$$

$$\Delta Cz_k = a_H \cdot A_3 \beta_K$$

$$\Delta Cm_k = \frac{\Delta Cm_k}{\Delta Cz_k} \Delta Cz_k = \frac{\Delta Cm_k}{\Delta Cz_k} a_H A_3 \beta_K$$

$$\frac{\Delta Cm_k}{\Delta Cz_k} - \text{również jest określone wg rys. 10.}$$

Rzędna rozkładu ciśnień cięciwy (rys. 11):

$$p_i = f(Cz_H, Cm_H, \Delta Cz_H, \Delta Cm_H, \Delta Cz_k, \Delta Cm_k)$$

jest więc jednocześnie funkcją wyrażen  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$ , których wielkość wynika z rozważań nt. wielkości kątów natarcia na usterzeniu wysokości w różnych stanach obciążeń.

#### LITERATURA

1. W. FISZDON: Mechanika lotu. PWN. Warszawa 1961
2. F. JANIK: Charakterystyka profilów załamanych. *Zeszyty Instytutu Lotnictwa* nr 4, 1957
3. Joint Airworthiness Requirements JAR-22, Sailplanes and Powered Sailplanes, Cheltenham, 1980
4. OSTIV Airworthiness Requirements for Sailplanes. Sept. 1976

cd. ze str. 24

ŚWIĄTECKI A.: Technical classification of aircraft and airfields to FAA standards. *TLiA*, vol. XLIV, 1989, No. 3, p. 19

In order to establish classes of airfields first it is necessary to establish classes of aircraft operating on an airfield. The article discusses American airfield classification based on aircraft classes.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (IX). *TLiA*, vol. XLIV, 1989, No. 3, p. 22

The last part of the article discusses the Bell Model 30 from 1942.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Farnbo'88 – Hubschrauber. *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 3, S. 3

In dem Aufsatz werden die auf der Farnborough-Ausstellung gezeigten interessantesten Hubschrauber sowie die für die nächsten Jahre zur Verwirklichung vorgesehene Entwürfe dargestellt.

PERLIŃSKI J.: Westliche Flugzeuge für besondere Aufgaben im Jahre 2000 (II). *TLiA*, XLIV Jhrg., H. 3, S. 5

In dem Aufsatz werden neue Versionen und Typen von Flugzeugen für Frühwarnung und Lenkung, Erkundung und elektronische Bekämpfung, deren Herstellung für die neunzigste Jahre vorgesehen ist, vorgestellt.

STAFIEJ W.: Anstellwinkel am Höhenleitwerk beim Segelflugzeug. *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 3, S. 8

In dem Aufsatz werden Berechnungsmethoden des Anstellwinkels am Leitwerk des Segelflugzeuges behandelt. Dabei werden die Flugzustände, die hinsichtlich der Belastungen entsprechend den Bauvorschriften für Segelflugzeuge wichtig sind, berücksichtigt.

ŚWIĄTECKI A.: Technische Klassifizierung von Flugzeugen und Flugplätzen nach FAA. *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 3, S. 19

Für die Festlegung der Klasse der Flugplätze muss vorerst die für ihren Betrieb vorgesehene Klasse der Flugzeuge bestimmt werden. Der Aufsatz enthält die amerikanische Einteilung der Flugplätze, die aus der Klassifizierung der Flugzeuge hervorgeht.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (IX). *TLiA*, XLIV Jhrg., 1989, H. 3, S. 22

Im letzten Teil des Aufsatzes wird der Hubschrauber Bell Model 30 aus dem Jahre 1942 beschrieben.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Фарнбо'88 – вертолеты. *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 3, с. 3

Статья описывает наиболее интересные вертолеты, показанные на выставке в Фарнборо, а также проекты, которые будут строиться в ближайшие годы.

ПЕРЛИНЬСКИ Я.: Западные самолеты специального назначения в 2000 г. (II) *TLiA*, Т. 44, 1989., № 3, с. 5

Описываются новые модификации и типы самолетов раннего предупреждения, разведывательных и предназначенных для „электронической борьбы“, которые войдут в производство в течение девяностых годов.

СТАФЕЙ В.: Угол атаки на горизонтальном оперении планера. *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 3, с. 8

Описаны методы расчета углов атаки на оперении планера. Учитываются режимы полета, которые принимаются во внимание для расчета нагрузок по нормам прочности планеров.

СЬВИОНТЕЦКИ А.: Техническая классификация самолетов и аэродромов согласно FAA. *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 3, с. 19

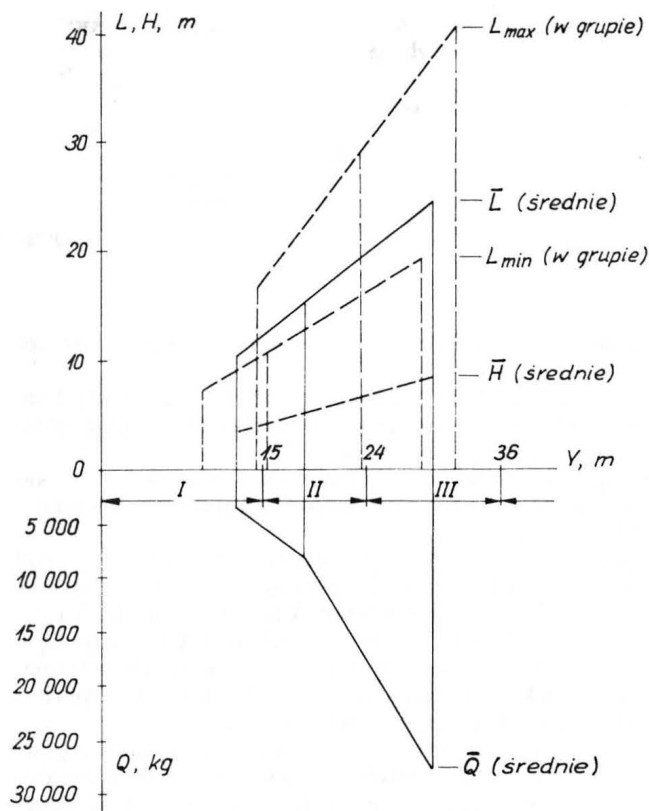
Для определения классов аэродромов надо определить классы самолетов, которые будут летать с этих аэродромов. Статья содержит американскую классификацию аэродромов, опертую на классификации самолетов.

ВИТКОВКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (IX ч.) *TLiA*, Т. 44, 1989 г., № 3, с. 22

В последней части статьи описан вертолет Белл Модель 30 от 1942 г.



zjazdu. Kategorie samolotów zestawiono w tabl. 2. Wg obszernego wykazu podanego w załączniku do Okólnika Doradczego FAA, samoloty zaliczone do różnych kategorii należą do grup projektowych wg tabl. 3.



Rys. 2. Porównanie wartości średnich rozpiętości  $Y$ , długości  $L$ , wysokości  $H$  i masy startowej  $Q$  trzech grup projektowych. Liczebność grup: I – 45 samolotów, II – 44, III – 34. Dane wg [3]

Z przedstawionego zestawienia wynika, że samoloty zaliczone do różnych kategorii, tj. o różnej prędkości progowej, występują w kilku grupach projektowych. Fakt ten, zwłaszcza w odniesieniu do pierwszych trzech grup projektowych, był przyczyną dodatkowego podziału

TABLICA 1. Grupy projektowe samolotów [2]

Grupa projektowa samolotów	Rozpiętość skrzydeł $Y$ , m
I	$Y < 15,0$
II	$15,0 \leq Y < 24,0$
III	$24,0 \leq Y < 36,0$
IV	$36,0 \leq Y < 52,0$
V	$52,0 \leq Y < 60,0$
VI	$60,0 \leq Y < 80,0$

na grupy projektowe portów lotniczych ogólnego lotnictwa lub, zgodnie z terminologią amerykańską, portów lotniczych użyteczności publicznej  $P$  (Utility Airports) i grupy projektowe portów lotniczych transportowych  $T$ . Wg jakiej grupy należy projektować port lotniczy

TABLICA 2. Kategorie samolotów wg FAA

Kategoria	Prędkość podejścia $v_a$ , km/h
A	$v_a < 169$
B	$169 \leq v_a < 224$
C	$224 \leq v_a < 261$
D	$261 \leq v_a < 307$
E	$307 \leq v_a < 391$

dla danych samolotów, tj. z jakich norm wymiarowych powinno się korzystać, wyjaśnia schemat blokowy podany w [3] (rys. 3).

Zgodnie ze schematem od prędkości progowej  $v_a \geq 224$  km/h (mogą tu mieścić się samoloty kategorii C, D i E) obowiązują normy wymiarowe grup projektowych odpowiadających transportowym portom lot-

niczym. Rozpiętości skrzydeł samolotów kolejnych grup projektowych mają te same wartości co wymienione w tabl. 1.

Należy tu zwrócić uwagę, że wg norm I grupy będą projektowane porty lotnicze dla samolotów o rozpiętości skrzydeł  $Y < 15$  m, lecz o dużej prędkości progowej ( $v_a \geq 224$  km/h). III grupa projektowa transportowych portów lotniczych obowiązuje dodatkowo w przypadku samolotów kategorii B ( $169$  km/h  $\leq v_a < 224$  km/h) i rozpiętości skrzydeł  $Y \geq 24$  m oraz IV grupa projektowa w przypadku samolotów kategorii A ( $v_a < 169$  km/h), lecz o rozpiętości  $Y \geq 36$  m.

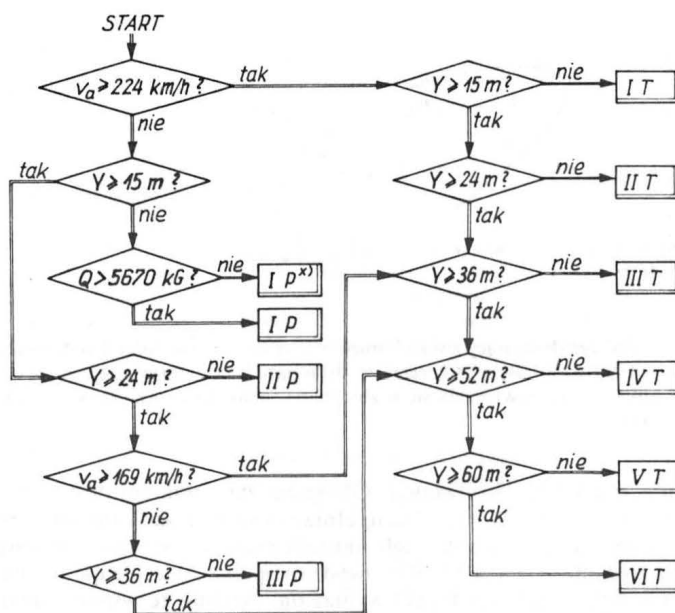
Lewa strona schematu blokowego dotyczy portów lotniczych użyteczności publicznej  $P$ , z których korzystają samoloty o prędkości progowej  $v_a < 224$  km/h. Normy wymiarowe są tu zróżnicowane w zależności od tego, czy droga startowa będzie nieprzyrządowa, przyrzą-

TABLICA 3. Kategorie samolotów w grupach projektowych FAA

Kategoria samolotów	Liczba w zestawieniu	Grupa projektowa	Przykładowe samoloty
A i B	51	I	Beech Baron 58, Cessna 404
A i B	45	II	An-14, An-28, PZL M-15
A i B	33	III	An-24, An-72, Il-12, DC-4
A i B	10	IV	Boeing 377, Il-18, Il-76
C i D	11	I	Learjet 24, Learjet 54-55-56
C i D	6	II	Gulfstream II, Lockheed 1329-25
C i D	35	III	Concorde, Tu-134, Jak-42
C i D	48	IV	An-10, An-12, Boeing 707, DC-10
C i D	6	V	Boeing 747, Boeing 747-SP
C i D	2	VI	An-22, Lockheed C-5A
E	1	II	Lockheed SR-71
E	1	III	Tu-144

dowa z podejściem nieprecyzyjnym, czy też przyrządowa z podejściem precyzyjnym. Normy są również uzależnione od trzech następujących grup projektowych:

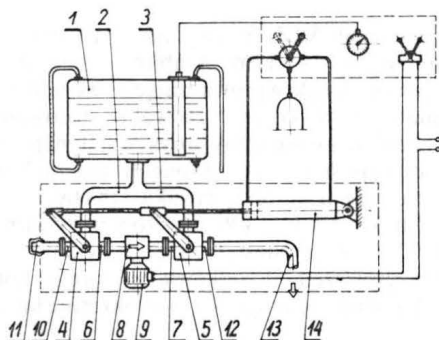
- I grupy projektowej (samoloty kategorii A i B o rozpiętości skrzydeł  $Y < 15$  m) dzielącej się na dwie podgrupy:
  - tylko dla małych samolotów o masie startowej  $Q < 5670$  kg,
  - dla samolotów o  $Q > 5670$  kg,
- II grupy projektowej – samoloty kategorii A i B, o rozpiętości skrzydeł  $Y \leq 24$  m,
- III grupy projektowej – samoloty kategorii A o rozpiętości skrzydeł  $Y \leq 36$  m i samoloty kategorii B o rozpiętości skrzydeł  $Y \leq 24$  m. Normy wymiarowe tej grupy są takie same w przypadku drogi startowej nieprzyrządowej i przyrządowej z podejściem nieprecyzyjnym i precyzyjnym.



Rys. 3. Schemat blokowy umożliwiający zaliczenie samolotów do właściwej grupy projektowej. Odnośnik \*) – tylko małe samoloty;  $v_a$  – prędkość na podejściu (prędkość progowa);  $Y$  – rozpiętość skrzydeł;  $Q$  – masa startowa samolotu  $G$  – grupa projektowa samolotów (I, II itd.);  $P$  – port lotniczy użyteczności publicznej;  $T$  – transportowy port lotniczy; I, II, III – grupy projektowe samolotów

• WSK PZL-Warszawa-Okęcie, Zakład Doświadczalny Samolotów Lekkich i Wyposażenia Agrolotniczych, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Samolot pożarniczy** (wynalazcy: Maciej Szczawiński i Leopold Szuba).

Samolot ma zbiornik główny cieczy gaśniczej oraz zbiornik dodatkowy 1 na ciecz spieniającą lub zwilżającą. Zbiornik 1 jest połączony przewodami 2, 3 z dwoma trójdrożnymi zaworami kulowymi 4, 5. Końcówki 6, 7 tych zaworów są połączone z wlotem i wylotem pompy 8, napędzanej silnikiem elektrycznym 9, a końcówka 10 jest połączona z króćcem załadunkowym 11, zaś końcówka 12 z przewodem 13 prowadzącym do zbiornika głównego. Oba zawory kulowe 4, 5 są sprzężone ze sobą i połączone z siłownikiem ciśnieniowym 14.



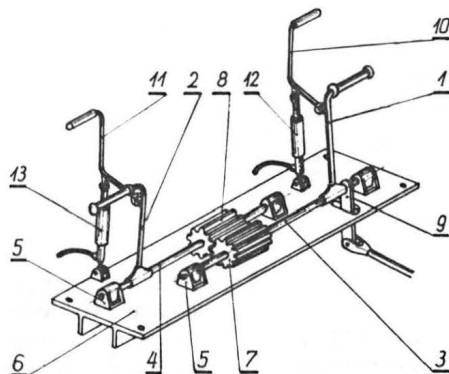
Wzór użytkowy, chroniony 4 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 11/1988, w klasie B64D, pod nrem 79565.

★

• WSK PZL-Warszawa-Okęcie, Zakład Doświadczalny Samolotów Lekkich i Wyposażenia Agrolotniczych, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Sterownica nożna** (wynalazcy: Roman Czerwiński, Artur Ostrowski).

Sterownica ma pedały 1, 2, osadzone na osiach 3, 4, które są ułożyskowane obrotowo obok siebie w konsolach 5 zamocowanych do belki 6. Na każdej z dwu osi 3, 4 jest osadzone koło zębate 7, 8, przy czym oba koła 7, 8 zazębiają się ze sobą sprzęgając pedały 1, 2 tak, że ruchowi jednego z nich do przodu odpowiada ruch drugiego do tyłu. Do jednej osi 3 jest zamocowana dźwignia 9 przenosząca ruch na dalsze elementy układu sterowania. Przy końcach pedałów 1, 2 są zamocowane obrotowo dźwignie hamulcowe 10, 11, połą-

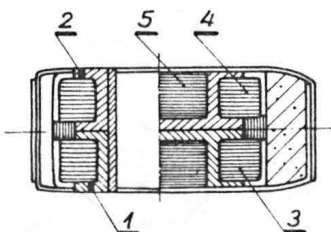
zione z pompkami hamulcowymi 12, 13 przenoszącymi impuls hamowania odpowiednio do hamulca lewego i prawego koła. Sterownica tworzy integralny zespół powiązany belką 6, z którą jest montowany w statku powietrznym.



Wzór użytkowy, chroniony 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 10/1988 w klasie B64C, pod nrem 80316.

★

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik, Polska, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Okucie nasadowe łopaty wirnika nośnego, zwłaszcza śmigłowca** (autor Stefan Płowaś).



Okucie zestawione z dwóch jednakowych części dzielonych w płaszczyźnie cięciw charakteryzuje się tym, że powierzchnie okuc 1 i 2 od strony przylegania głównych wiązek nośnych mają kształt ceownika obejmującego pasy nośne 3 i 4. Okucia 1 i 2 mają

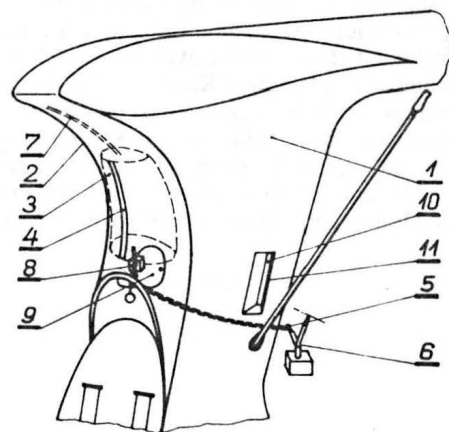
kształtowe wybrania wypełnione włóknami 5 łączącymi się poza okuciami 1 i 2 z pasami nośnymi 3 i 4.

Skrót opisu wzoru użytkowego, opatrzony 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 22/1988 r., w klasie B64C, pod numerem 82250.

★

• KONSUPROD-SUED, Przedsiębiorstwo Polonijno-Zagraniczne w Polsce, Sp. z o.o., Bielsko-Biała, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. **Samolot kategorii ultralekkiej** (patent dodatkowy). Wynalazcami są: Adam Kurbiel, Wiesław Gębala, Jan Fołtyn i Jan Uczniak.

Samolot kategorii ultralekkiej ma pylon 1 zaopatrzony w owiewkę 2, która osłania awaryjny opadowy zbiornik paliwa 3 z plynowskazem 4 usytuowanym w osi symetrii owiewki, przylaminowana do niej od wewnątrz, zaś sama owiewka 2 jest przylaminowana wzdłuż obrzeża do pylonu 1. Awaryjny opadowy zbiornik paliwa 3 jest połączony przewodem doprowadzająco-odprowadzającym 5 z trójnikiem 6, a ten z króćcem gaźnika i pompą paliwową, oraz ma przewód odpowietrzający 7. Na przewodzie do-



prowadząco-odprowadzającym paliwo 5 jest zainstalowany dwupołożeniowy zawór 8, zaś w ścianie owiewki – wziernik 9 do jej kontroli. Ponadto w tylnych narożach pylonu są wykonane szczeliny 10 zaopatrzone w kierownice 11 kierujące powietrze na cylinder silnika usytuowany za pylonem 1.

Skrót opisu patentowego, chronionego 5 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 23/1988 r., w klasie B64C, pod numerem 264955.

cd. ze str. 20

Z przedstawionego opisu klasyfikacji technicznej FAA wynika, że jakkolwiek o zaklasyfikowaniu projektowanego lub istniejącego portu lotniczego do właściwej grupy projektowej decyduje rozpiętość skrzydeł i kategoria samolotu, są jeszcze dodatkowe uwzględniane: masa startowa i typ drogi startowej (przyrzadowa lub nieprzyrzadowa). Należy tu również zwrócić uwagę, że kategoria samolotów (prędkość przelotowa) decyduje o długości drogi startowej niezbędnej do lądowania. Długość ta może być w pewnych przypadkach rzeczywistą długością drogi startowej na lotnisku.

#### LITERATURA

1. Zarządzenie nr 10 ministra Komunikacji z dn. 15 stycznia 1966 r. w sprawie warunków technicznych dla lotnisk i lądowisk cywilnych. *Dziennik Budownictwa* nr 5
2. Advisory Circular No 150/5300-12. Subject: Airport Design Standards – Transport Airports. Date 2/28/83. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration
3. Advisory Circular No 150/5300-4B. Subject: Change 7 to Utility Airports – Air Acces to National Transportation – Increase Flexibility. US Department of Transportation. FAA
4. Procedures for Air Navigation Services. Aircraft Operations. Vol. I. Flight Procedures. International Civil Aviation Organization. Second Edition – 1982

# Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IX)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

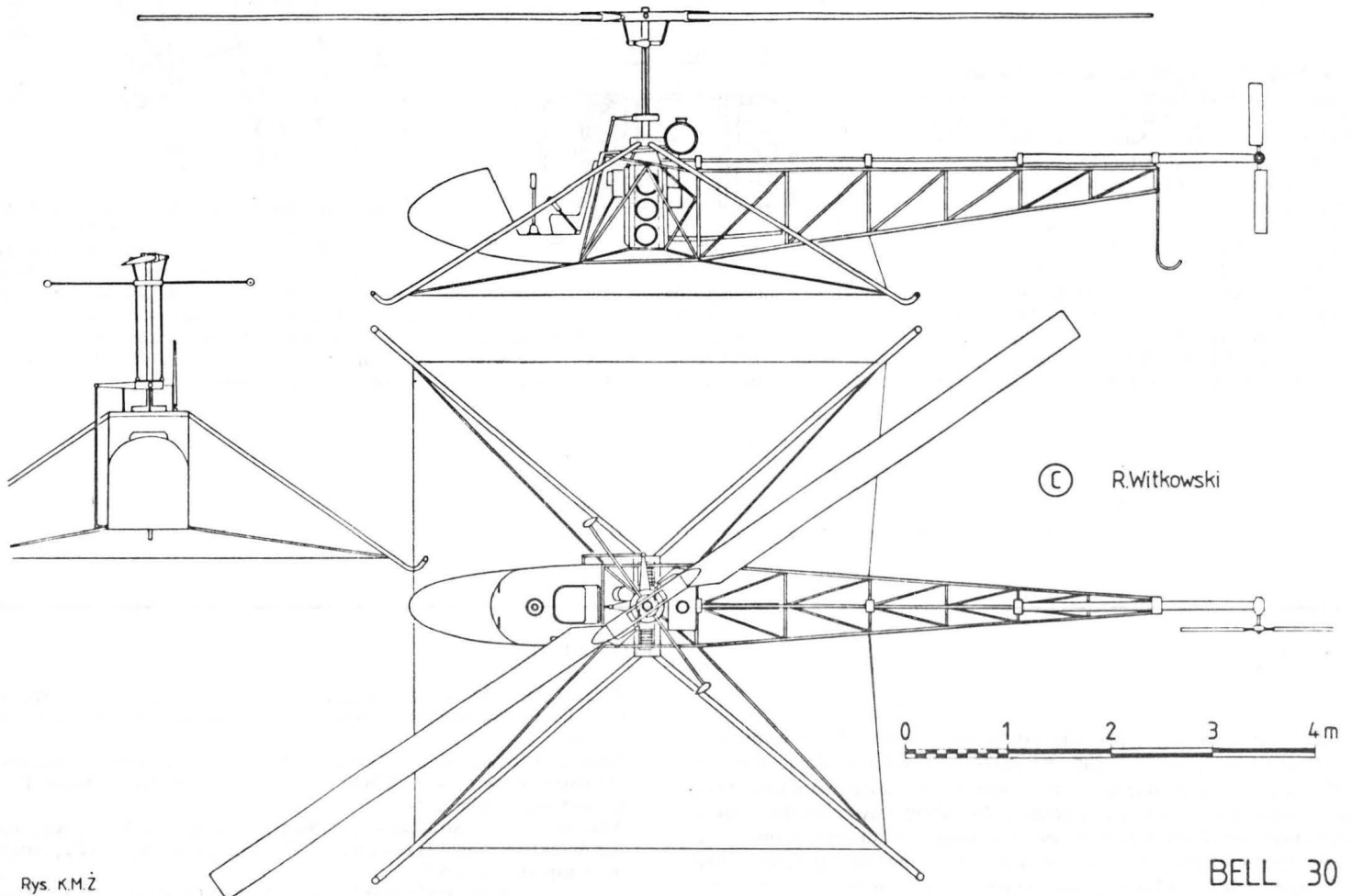
## ŚMIGŁOWIEC BELL MODEL 30 (1942 r.)

Kiedy w 1929 r. młody amerykański matematyk Arthur M. Young rozpoczynał eksperymenty z modelami śmigłowców nie przypuszczał zapewne, że zapoczątkuje powstanie w przyszłości linii rozwojowej śmigłowców, które staną się jednymi z najpopularniejszych w świecie – samostatecznych śmigłowców Bell.

Pierwszy model A.M. Young zbudował w celu zbadania mechanizmu powstawania siły nośnej na wirniku o napędzie bezpośrednim i sposobu jego sterowania. Idea takich wirników, bez momentu reakcyjnego, była u schyłku lat dwudziestych dość głośna w związku z pracami Isacco i Hellesen-Kahna. A.M. Young postanowił powtórzyć w miniaturze doświadczenia obu pionierów i w tym celu skonstruował mały napędzany elektrycznie model z trójłopatowym wirnikiem, który obracał się dzięki pracy śmigielek osadzonych na końcach łopatek. Każda łopata była wyposażona w lotkę zajmującą ok. 50% powierzchni łopaty, przeznaczoną do sterowania okresowego.

Jak wiele lat później wspominał A.M. Young, próby pierwszego modelu były jednym pasmem niepowodzeń. Ambitny konstruktor kontynuował je jednak z uporem, ciągle wprowadzając nowe udoskonalenia do badanego schematu. W 1934 r. zrezygnował ze stosowania lotek, a łopaty wygładził i nadał im prostokątny obrys ze stałym profilem. Nadal jednak stosował bezpośredni napęd śmigielek na końcach łopatek. Model z tego okresu miał średnicę wirnika 3 m i był napędzany silnikiem elektrycznym o mocy 14,7 kW. Trójłopatowy wirnik obracał się z prędkością 4800 obr/min. Niestety, konstrukcja nie wytrzymywała powstających przyspieszeń odśrodkowych, które na końcach łopatek osiągały 450 kg. Urywały się śmigielka, wielokrotnie tamał się cały model.

W 1936 r. A.M. Young doszedł do wniosku, że należy zmienić napęd bezpośredni. Zainteresował się więc modelami z wirnikami napędzanymi momentem przez wał. Zapewne pod wpływem wieści o sukcesach francuskich konstruktorów Bregueta i Doranda uzyskanych na śmigłowcu Gyroplane, zbudował mały model z dwoma dwułopato-



Rys. K.M.Ż

Rys. 1. Śmigłowiec Bell 30

BELL 30



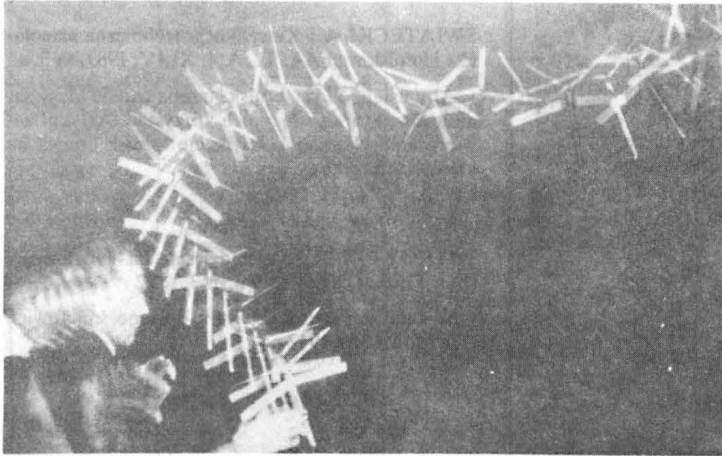
wymi wirnikami współosiowymi, napędzany elektrycznym silnikiem o mocy zaledwie 0,2 kW. Ale i ten model nie przyniósł Youngowi powodzenia, gdyż, choć odrywał się od ziemi, prawie natychmiast rozpoczął w powietrzu niekontrolowane oscylacje, najczęściej prowadzące do uszkodzeń.

A.M. Young zorientował się, że główny problem budowy bezpilotowych modeli śmigłowców tkwi nie w zapewnieniu im zdolności lotu, lecz w tym, by lot ten był stateczny. W latach 1937–1940 odstąpił więc od budowy skomplikowanych i drogich modeli elektrycznych i cały wysiłek skoncentrował na badaniach bardzo prostych modeli z napędem gumowym, wypuszczanych z ręki. Zbudował ich kilkadziesiąt.

Typowy ręczny model A.M. Younga składał się z krótkiej, mającej ok. 20 cm długości, tekturowej rurki, w której był umieszczony modelarski silnik gumowy napędzający 3-łopatowy drewniany wirnik. Na bokach rurki były umocowane dwa drewniane skrzydełka hamujące jej obrót pod działaniem momentu reakcyjnego. Każdy model miał pierścieniowy obciążnik pozwalający na zmianę położenia środka masy modelu względem tarczy wirnika.

Setki prób lotu modeli, fotografowanych stroboskopową kamerą opracowaną w Massachusetts Institute of Technology, dały obfity materiał do studiów nad statecznością miniaturowych wiroplątów. Ich wyniki A.M. Young przedstawił w odczycie wygłoszonym w Instytucie Nauk Lotniczych (Institute of Aeronautical Sciences) w Nowym Yorku w 1940 r.

Z prób ręcznych modeli A.M. Young wyciągnął podstawowy wniosek, że są one stateczne w locie wtedy, gdy środek masy znajduje się w płaszczyźnie wirowania łopat wirnika. Ponieważ jednak realizacja takiego rozwiązania w naturalnej wielkości nie wchodziła w rachubę,



Rys. 2. Próby niniaturowego modelu śmigłowca prowadzone przez A.M. Younga w MIT

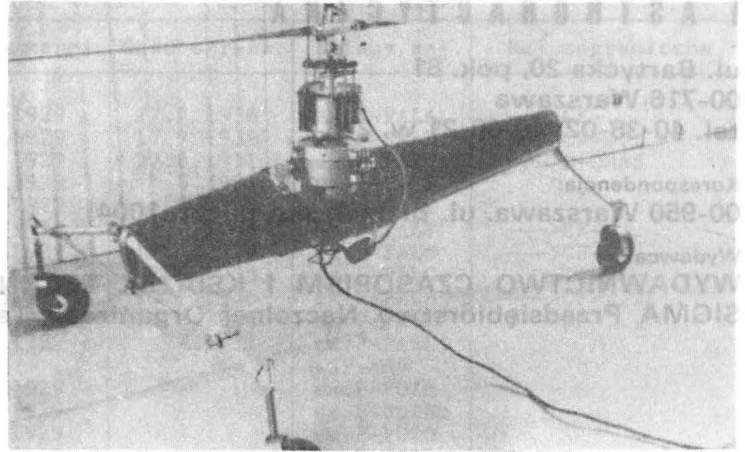
A.M. Young rozpoczął poszukiwania sposobu zapewnienia stateczności układu, w którym środek masy znajduje się pod wirnikiem. Wyliczył, że osiągnie to, jeśli zaopatrzy wirnik w urządzenie giroskopowe, które będzie go przywracać do położenia równowagi przy każdej tendencji do zmiany położenia.

Zbudowane w 1941 r. modele z dwułopatowymi wirnikami zostały wyposażone w długie pręty z masami na końcach, zawieszane przegubowo na wale napędowym i połączone z układem kinematycznym z systemem okresowego sterowania łopat nośnych. Pary łopat nośnych były ze sobą sztywno związane, ale jarzmo łączące było osadzone na wale na przegubie.

Po niezbyt udanych próbach współosiowego modelu dwuwirnikowego, pełny sukces przyniósł model jednowirnikowy, ze śmigłem ogonowym. Był on zdalnie sterowany i zasilany energią przewodowo z ziemi i wykonywał precyzyjne i stateczne loty w zamkniętym pomieszczeniu i na otwartej przestrzeni. W modelu tym pręt ustateczniający został zastąpiony metalowym dyskiem o tej samej co pręt bezwładności.

Rewelacyjne właściwości ostatniego modelu A.M. Younga zwróciły uwagę firmy Bell Aircraft Corporation w Buffalo w stanie Nowy Jork, która dotychczas była znana z produkcji samolotów (m.in. słynnego myśliwca P-39 Airacobra). W listopadzie 1941 r. firma Bell zakupiła prawa licencyjne na samostateczny wirnik Younga i zatrudniła wynalazcę na stanowisku głównego inżyniera nowo utworzonego wydziału śmigłowcowego. Na początku 1942 r. rozpoczęto w nim prace nad śmigłowcem doświadczalnym nazwanym Model 30.

Śmigłowiec był bardzo prosty. Jego kadłub składał się ze stożkowej sklejkowej rury, miał na przodzie otwartą kabinę pilota, a na końcu śmigło ogonowe. Wewnątrz kadłuba mieścił się tłokowy silnik Franklin 6ACV-268 o mocy 121 kW (165 KM), napędzający przez



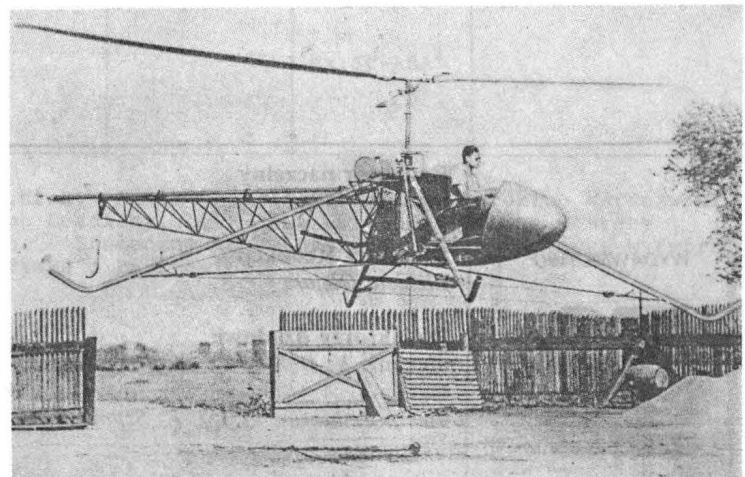
Rys. 3. Zdalnie sterowany, elektryczny model z 1941 r.

przekładnię główną dwułopatowy wirnik nośny o średnicy 10,07 m. Podwozie śmigłowca stanowił układ czterech długich (3,6 m) wysięgników rurowych.

Śmigłowiec Model 30 (i jego wirnik) nie był jednak powiększoną wersją modelu. W rozwiązaniu naturalnej wielkości A.M. Young powrócił do układu stabilizującego w postaci pręta z ciężarkami.

Początkowo próby Modelu 30 na ziemi miały dramatyczny przebieg. Przy jednym z pierwszych uruchomień, gdy nie przypasany pilot zajmował miejsce w kabinie, na śmigłowiec oddziaływał rezonans przyziemny. Gwałtownie narastające drgania sprawiły, że pilot został wyrzucony z kabiny i ... przerzucony przez tarczę obracającego się wirnika. Przeleciał przez tarczę pomiędzy łopatami i wylądował na śniegu kilkanaście metrów za śmigłowcem, odnosząc tylko powierzchowne obrażenia.

Po zlikwidowaniu źródeł rezonansu przyziemnego i odbudowaniu uszkodzonego śmigłowca (kadłub sklejkowy zastąpiono wtedy ażurową kratownicą) próby kontynuowano. W grudniu 1942 r. śmigłowiec oderwał się po raz pierwszy od ziemi w locie swobodnym. Dalsze próby przebiegały już bez zakłóceń. Latem 1943 r. Model 30 wykonywał loty w całym zakresie przewidywanych warunków użytkowania i stał się groźnym konkurentem dla śmigłowców Sikorsky'ego. 10 maja 1944 r. Model 30 powtórzył wyczyn niemieckiego śmigłowca Fw 61



Rys. 4. Prototyp śmigłowca Bell Model 30 podczas prób na uwięzi w 1943 r.

sprzed 6 lat wykonując lot w zamkniętym pomieszczeniu arsenału armii USA w Buffalo.

Na podstawie doświadczeń zebranych podczas prób Modelu 30 został zaprojektowany i zbudowany pierwszy śmigłowiec użytkowy Bello, nazwany Model 47. Od pierwowzoru różnił się zamkniętą kabiną

cd. na str. 15

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

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

Wydawca  
WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Kierunki rozwoju techniki lotniczej	1
Ze świata	2
A. Glass: Farnbo'88 – śmigłowce	3
J. Perliński: Zachodnie samoloty specjalnego przeznaczenia 2000 r. (II)	5
W. Stafiej: Kąt natarcia na usterzeniu wysokości szybowca	8
KARTOTEKA TLiA: IAR ROMBAC 1-11	11
Moravan Zlin Z-50M	13
TERMINY LOTNICZE: 7. Taileron (ster wysokości różnicowy; statecznik różnicowy);	
8. Sztuczne czucie, zespół sztucznego czucia, zaciągacz sterownicy; 9. Podwozie pomocnicze (wodnosamolotu), podwozie do kołowania (w.), wózek transportowy w., wózek manewrowy w.	15
POMOCE KONTRUKCYJNE: Przykłady uniwersalnych elementów łączących	16
A. Świątecki: Klasyfikacja techniczna samolotów i lotnisk wg FAA	19
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	21
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IX) (Z dziejów techniki lotniczej)	22
PROTOTYPY: Mooney/SOCATA/Valmet TBM-700	II okł.
ENAER A-36M	II okł.
Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 2. Biuro Veritas 1929÷1930	III okł.

Na okładce: Samoloty myśliwskie D.H. Mosquito NF Mk XXX z 307 Dywizjonu, 1945 r.  
– rys. K. Cieślak

## STRESZCZENIA

GLASS A.: Farnbo'88 – śmigłowce. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 3, s. 3

W artykule przedstawiono najciekawsze śmigłowce pokazane na wystawie w Farnborough oraz projekty, które mogą być zrealizowane w najbliższych latach.

PERLIŃSKI J.: Zachodnie samoloty specjalnego przeznaczenia 2000 r. (II). TLiA, t. XLIV, 1989, nr 3, s. 5

W artykule przedstawiono nowe wersje i typy samolotów wczesnego ostrzegania i naprowadzania, rozpoznawczych i do walki elektronicznej, które mają być produkowane w latach dziewięćdziesiątych.

STAFIEJ W.: Kąt natarcia na usterzeniu wysokości szybowca. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 3, s. 8

Artykuł przedstawia metody obliczania kątów natarcia na usterzeniu szybowca. Uwzględniono stany lotu, istotne z punktu widzenia obciążeń wg przepisów budowy szybowców.

ŚWIĄTECKI A.: Klasyfikacja techniczna samolotów i lotnisk wg FAA. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 3, s.

Aby ustalić klasy lotnisk, trzeba ustalić klasy samolotów, które będą z nich korzystać. Artykuł zawiera amerykańską klasyfikację lotnisk opartą na klasach samolotów.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (IX). TLiA, t. XLIV, 1989, nr 3, s. 22

W ostatniej części artykułu opisano śmigłowiec Bell Model 30 z 1942 r.

## CONTENTS

GLASS A.: Farnbo'88 – helicopters. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 3, p. 3

The article discusses the most interesting helicopters presented at Farnborough and the projects to be affected in the years which follow.

PERLIŃSKI J.: The western special-purpose planes of 2000 (II). TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 3, p. 5

New versions and types of early warning and homing planes, reconnaissance and electronic warfare aircraft have been discussed in production since the nineties.

STAFIEJ W.: The angle of attack of a sailplane horizontal tail. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 3, p. 8

The article discusses methods of calculating the angle of attack of a sailplane horizontal tail. Flight conditions have been considered, significant in terms of loads as specified in glider construction regulations.

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

Redaktor naczelny  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji  
Elżbieta Olejarz

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

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

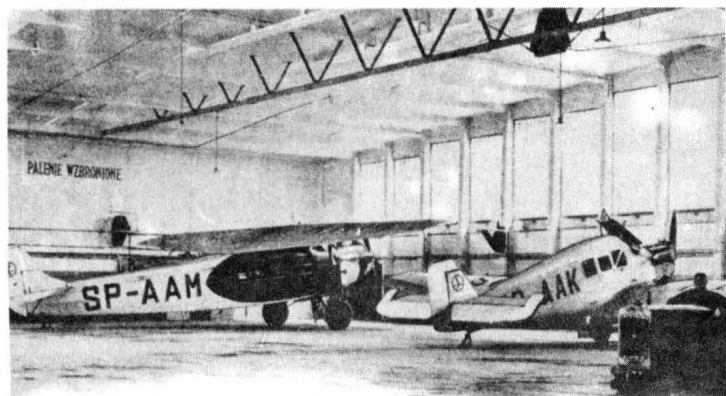
# Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 2

## Biuro Veritas 1929 ÷ 1930

Znaki rej.	Typ samolotu	Nr.fabr.	Właściciel	Data zarej.	Data skreśl.	Zmiany rej.	Rej.zagraniczna
SP-AAA	Junkers F-13	580	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALA	—>CF-...
-AAB	F-13	589	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALB	—>CF-...
-AAC	F-13	627	LOT	1.1.1929	27.8.1931	ex:P-PALC	—>D-OMAS
-AAD	F-13	582	LOT	1.1.1929	6.1931	ex:P-PALD	
-AAE	F-13	640	LOT	1.1.1929	12.1935	ex:P-PALE	
-AAF	F-13	776	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALF	—>CF-...
-AAG	F-13	553	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALG	—>CF-...
-AAH	F-13	775	LOT	1.1.1929	12.6.1935	ex:P-PALH	
-AAJ	F-13	754	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALM	—>CF-...
-AAK	F-13	735	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALK	—>CF-...
-AAL	F-13	745	LOT	1.1.1929	7.1931	ex:P-PALL, ->SP-AGF	
-AAM	Fokker FVIIA/1m	5062	LOT	1.1.1929		ex:P-POZM	
-AAN	FVIIA/1m	5089	LOT	1.1.1929		ex:P-POZN	
-AAO	FVIIA/1m	5090	LOT	1.1.1929		ex:P-POZO	
-AAP	FVIIA/1m	5091	LOT	1.1.1929		ex:P-POZP	
-AAR	FVIIA/1m	5092	LOT	1.1.1929		ex:P-POZR	
-AAS	FVIIA/1m	5093	LOT	1.1.1929		ex:P-POZS	
-AAT	Junkers F-13	683	LOT	1.1.1929	1.10.1933	ex:P-PALN	
-AAU	F-13	732	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALR	—>CF-...
-AAW	F-13	731	LOT	1.1.1929	17.7.1936	ex:P-PALO	—>CF-...
-AAZ	PWS-20T	02	PWS	--			
-AAY	PWS-20T	01	LOT	9.1929	30.12.1933		
-AAZ	PWS-20T	1	LOT	3.1930	30.12.1933		
SP-ABA <sup>1</sup>	DKD-IV	1	A.Krak.			—>SP-ABX	
-ABA <sup>2</sup>	Fokker FVIIIB/3m	1	LOT	12.1929	5.5.1936		
-ABB <sup>1</sup>	FVIIIB/3m	2	LOT	12.1929	1936		
-ABC <sup>1</sup>	FVIIIB/3m	3	LOT	12.1929	1930		—>OO-ALG
-ABC <sup>2</sup>	FVIIIB/3m	11	LOT	1.1931	23.10.1935	—>SP-AOG	
-ABD	FVIIIB/3m	4	LOT	12.1929	10.8.1936		
-ABE	FVIIIB/3m	5	LOT	12.1929	23.10.1935		
-ABF	FVIIIB/3m	6	LOT	12.1929	23.10.1935	—>SP-AOE	
-ABG	FVIIIB/3m	7	LOT	10.2.1934	24.10.1936		
-ABH	FVIIIB/3m	8	LOT	4.1930	17.6.1935	—>SP-AOF	
-ABI	FVIIIB/3m	9	LOT	4.1930	26.3.1935	—>SP-AOC	
-ABK	FVIIIB/3m	10	LOT	4.1930	1.10.1935	—>SP-AOT	
-ABL	DKD-IV	2	A.Krak.		30.7.1935		
-ABM	Potez VIII		LKL				
-ABN	...						
-ABO	Ansaldo A300/4	85125	A.Krak				
-ABP	...						
-ABR	Albatros BII		LOPP, A.Wil.	5.4.1935		ex:P-POLB	
-ABS	Nieuport 83		Czyżewski				
-ABT	...		Stoł.Klub Lotn.				
-ABU	Hanriot H28						
-ABW	Lublin RXa bis	52-7	ZMpliLašk.				
-ABX	DKD-IV	1	A.Krak.			ex:SP-ABA <sup>1</sup>	
-ABY	DKD-IV	3					
-ABZ	Hanriot H28		AW				

Uwagi: 1),2) - kolejne użycie tych samych znaków. A.Krak.- Aeroklub Krakowski, AW - Aeroklub Warszawski, A.Wil.- Aeroklub Wileński, LKL - Lubelski Klub Lotniczy, LOT - PLL LOT, LOPP - Liga Ochrony Powietrznej i Przeciwgazowej, Stoł. Klub Lotn. - Stołeczny Klub Lotniczy, PWS - Podlaska Wytwórnia Samolotów, ZMpliLašk. - Zakłady Mechaniczne Plage i Laśkiewicz.

A.G.



BOULTON PAUL DEFIANT MK I

