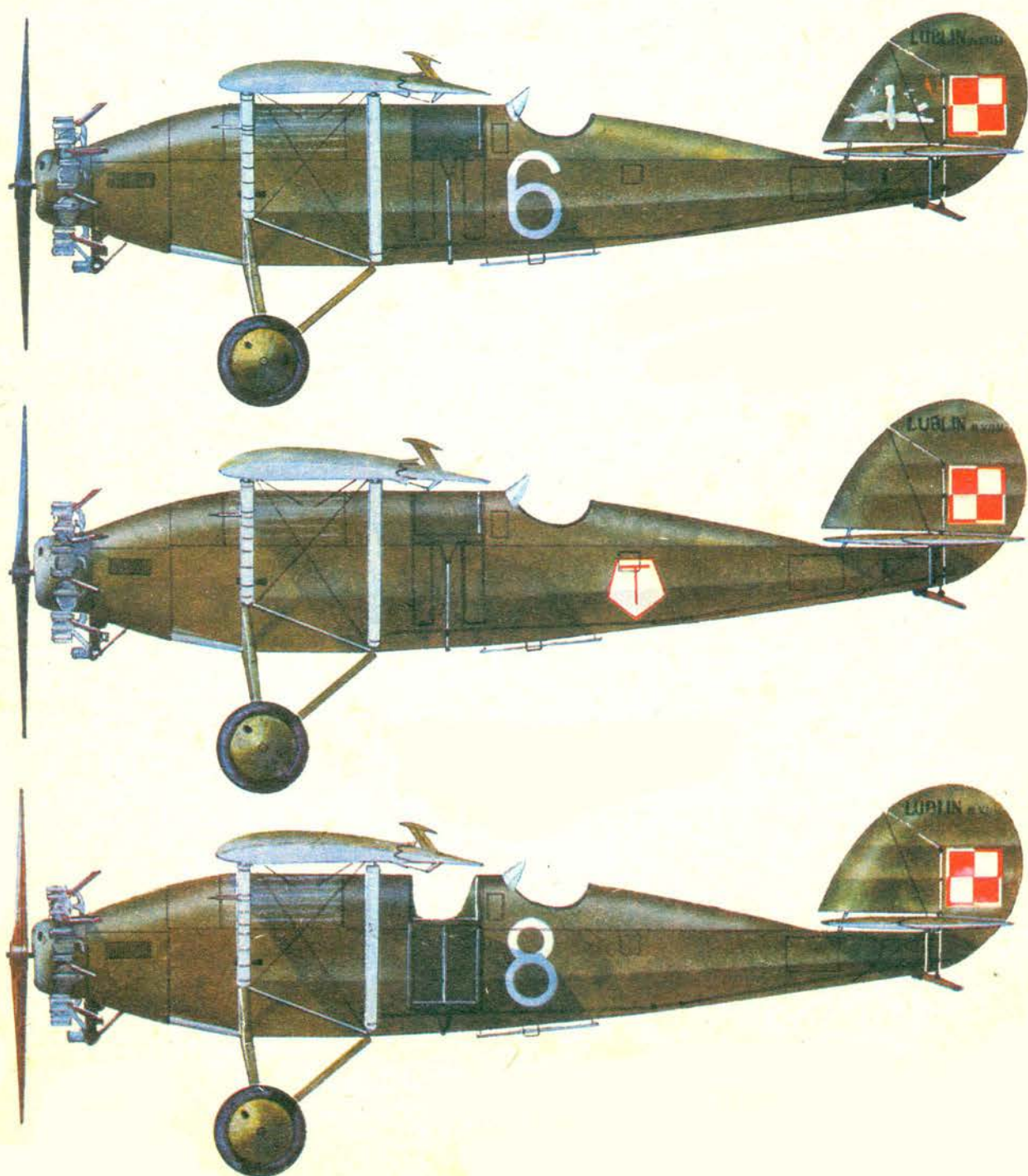


TECHNIKA

2'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Skład Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP w kadencji 1987+1990

Przewodniczący — J. Lewtowiec. Członkowie: W. Antoszczyk, W. Błaszczak, R. Chęciński, H. Dąbrowski, A. Gnot, W. Giruski, J. Horbaczewski, L. Jarzębiński, Z. Kodłubaj, T. Królikiewicz, K. Kunachowicz, J. Mazur, K. Michalewicz, M. Michalski, J. Maryniak, Cz. Nowak, T. Rożnowski, K. Sater, M. Zawadzki, A. Gołoś, K. Pancierz, A. Polański, J. Zaskalski, R. Róziecki, A. Papiorek, A. Glass, M. Mikluszka, A. Milkiewicz, S. Pietras, J. Śmielkiewicz, S. Trębacz, J. Śliwiński, J. Czapka, S. Gąska, T. Kurcyk, J. Lewandowski, H. Wors.

Spotkanie delegata na XXI Kongres Techników Polskich z aktywistami SIMP w Instytucie Lotnictwa w Warszawie

Na rozszerzone posiedzenie Zarządu Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w dniu 15 czerwca 1987 r., w którym udział wzięli: aktyw SIMP-owski, przedstawiciele organizacji społeczno-politycznych i pracownicy naukowo-badawczy został zaproszony podsekretarz stanu w Ministerstwie Hutnictwa i Przemysłu Maszynowego — gen. dyw. prof. dr hab. inż. J. Modrzewski — uczestnik XXI Kongresu Techników Polskich oraz dys. I Lot inż. M. Piłat.

Celem spotkania była wymiana poglądów na temat reformy gospodarczej w świetle uchwał XXI Kongresu Techników Polskich.

Przed rozpoczęciem narady z-ca przew. ZG SIMP gen. dyw. prof. dr hab. inż. J. Modrzewski wręczył aktywistom SIMP honorowe wyróżnienia. Otrzymali je następujący koledzy: mgr inż. A. Glass — Złotą Odznakę Honorową NOT, mgr inż. W. Gryglewski — Złotą Odznakę Honorową SIMP, prof. dr hab. inż. Zb. Dzygadlo — Srebrną Odznakę Honorową SIMP, doc. mgr inż. R. Lewandowski — Srebrną Odznakę Honorową SIMP, mgr inż. pil. R. Gryglewski — Złotą Odznakę Honorową SIMP, mgr inż. G. Szelağ — Dyplom Honorowy ZG SIMP, zaś nowi członkowie SIMP kol. kol.: mgr inż. I. Zielonka, dr inż. H. Zub, mgr inż. H. Spychalski otrzymali legitymacje członkowskie i odznaki SIMP-owskie.

Kol. T. Kurcyk przew. Zarządu Koła SIMP przy I Lot omówił wyniki pracy Zarządu Koła SIMP, a także przedstawił zamierzenia na przyszłość, które m.in. dotyczyły:

- doskonalenia zawodowego (możliwości zorganizowania przez Wydział MEiL, Politechniki Warszawskiej i Sekcję Lotniczą SIMP Studium Podyplomowego dla specjalistów branży lotniczej z uwzględnieniem wiedzy potrzebnej do uzyskania specjalizacji zawodowej I i II stopnia),

- wyjazdów technicznych: grupowych krajowych oraz zagranicznych indywidualnych tzw. popieranych,

- konkursów nt. wynalazczości i racjonalizacji pracowniczej wspólnie z Klubem Techniki i Racjonalizacji oraz twórczości młodych pracowników naukowo-badawczych i związanych z tym wyróżnień (nagrody pieniężnych i dyplomów),
- konferencji, seminariów i odczytów.

Podkreślił w swej wypowiedzi dobrą rozwijającą się współpracę z dyrekcją Instytutu, Radą Naukową Instytutu oraz organizacjami społeczno-politycznymi.

Następnie dyr. I Lot inż. M. Piłat omówił sprawy: plac pracowniczych, funkcjonowania Instytutu jako organizacyjnej jednostki naukowo-badawczej oraz kadry naukowo-badawczej.

Właściwe uregulowanie wynagrodzeń pracowniczych ma spowodować zwiększenie efektywności pracy. Obecnie są wdrażane kolejne etapy założonej polityki płacowej. Rozpoczęto od określenia zasad ustalania warunków kształtowania składników angażowych wynagrodzeń pracowników, wyraźnie preferując pion naukowy. Nie oznacza to jednak, że nie docenia się roli administracji. Przyjęto ogólną zasadę, że na elementy pracowniczego wynagrodzenia angażowego przeznaczają się 2/3, a na elementy motywacyjne 1/3 część łącznego wynagrodzenia pracowniczego. System plac jest stale weryfikowany i ulepszany. W strukturze zatrudnienia proporcje są jeszcze niezadowolające, bowiem nadal 29÷30% stanu liczbowego pracowników Instytutu to administracja i działają nie prowadzące prac naukowo-badawczych. Dla pracowników tych komórek system motywacyjny jest ustalony na określonym poziomie i zamknięty. Natomiast dla pracowników pionu naukowo-badawczego system motywacyjny jest otwarty, np. w podziale nagrody z zysku będą preferowani pracownicy pionu nauki. Celem takiej polityki płacowej jest liczebny wzrost twórczej kadry Instytutu.

W celu usprawnienia funkcjonowania Instytutu jako organizacyjnej jednostki naukowo-badawczej ważnymi elementami są:

- wytyczenie właściwego kierunku działania w określonych dziedzinach prac naukowo-badawczych,

- określenie sposobu uzyskania wysokiej efektywności w działaniu, a więc i opłacalności finansowej.

W związku z powyższym w strukturze organizacyjnej Instytutu wprowadzono wiele zmian polegających na:

- zapewnieniu jednostopniowego kierownictwa pionu naukowego, który jako pion — nośnik wiedzy ma równocześnie najwyższe płace,

- zgrupowaniu w jednym pionie twórców w dziedzinie nauki i badań, a także wykonawców prototypowych wyrobów lub urządzeń badawczych,

- poprawieniu funkcjonalności komórek pomocniczych.

Bardzo ważnym zamierzeniem jest odmłodzenie kadry, zwłaszcza kadry naukowo-badawczej. Zachodzi zatem konieczność stworzenia warunków atrakcyjnej pracy i odpowiedniego sterowania placami.

Należy także zatrzymać odpływ pracowników o wysokich kwalifikacjach zawodowych, tworząc warunki zachęcające do pracy w Instytucie, gdyż końcowy wynik prowadzonych prac naukowo-badawczych, a także ich efekt ekonomiczny, w jakiejś mierze zależy od liczby pracowników, ale przede wszystkim od ich wiedzy i doświadczenia.

Następnie zabrał głos z-ca przew. ZG SIMP gen. dyw. prof. dr hab. inż. J. Modrzewski. Nawiązując do uczestnictwa w XXI Kongresie Techników Polskich,

wymienił następujące obszary tematyczne, w których obradowały kongresowe zespoły problemowe:

- zaspokojenie potrzeb człowieka,
- rozwój techniki i gospodarki,
- rola środowiska naukowo-technicznego,
- systemowe uwarunkowania rozwoju.

Powiedział, że XXI Kongres Techników Polskich miał swoje indywidualne oblicze, którego myślą przewodnią było: technika dla człowieka i kraju. Oznacza to, że celem nadrzędnym działalności naukowo-technicznej i gospodarczej jest zaspokajanie i rozbudzenie materialnych potrzeb człowieka oraz tworzenie cywilizacyjnej podstawy do kulturalnego rozwoju.

Omawiając sytuację w przemyśle maszynowym, ocenił również przedsiębiorstwa branży lotniczej i silnikowej. Pomimo trudności w wielu przedsiębiorstwach przemysłowych jest szansa szybkiej poprawy i to bez naruszenia budżetu państwowego. Tą szansą jest zasada przemysłu eksportującego, przy jednoczesnym rozwoju własnego zaopatrzenia. W planach należy uwzględnić potrzeby finalistów, ale nie wolno zapominać o kooperantach. Często przypadki niedoinwestowania przedsiębiorstw kooperacyjnych stawały się przyczyną niejednokrotnie uniemożliwiającej realizację zaszczytnych zamierzeń rozwoju branży. Przy dobrej współpracy i wzajemnym zrozumieniu się przedsiębiorstw można rozwiązać wiele problemów produkcyjnych i technicznych. Należy przy tym wykorzystywać potencjał jednostek naukowo-badawczych, przy czym inicjatywa współpracy przemysł — nauka powinna wypływać z obu stron. Jest tu rola i dla Instytutu Lotnictwa.

Zwrócił uwagę na dużą liczebność kół i członków SIMP w Federacji NOT i stwierdził, że środowisko inżynierskie może i powinno szeroko i skutecznie działać, tym bardziej, że od nas techników oczekuje się rozwiązania wielu problemów w zakładzie pracy i poza nim. I my — przedstawiciele środowiska technicznego — weźmiemy także udział w odnowie gospodarczej kraju, gdyż — jak zawsze — SIMP powinien być nadal najaktywniejszym stowarzyszeniem w Federacji NOT.

W dyskusji udział wzięli: doc. dr inż. H. Zatyka, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. G. Szelağ.

Oprac. T. Kurcyk

Zebranie Prezydium Sekcji Lotniczej ZG SIMP w Mielcu

W celu nawiązania bezpośredniej więzi Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej SIMP z podległymi mu oddziałami wojewódzkimi Sekcji Lotniczej SIMP, odbyło się w dniu 8 lipca 1987 r. wspólne posiedzenie robocze w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Gospodarzami spotkania byli: mgr inż. S. Gąska — przew. Sekcji Lotniczej SIMP w Mielcu, mgr inż. S. Książek — przew. Koła SIMP przy WSK Mielec (około 1700 członków) oraz mgr inż. S. Smist — przew. Koła SIMP przy OBR Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu (400 członków). Zebraniu przewodniczył prof. dr hab. inż. J. Lewtowiec — przew. Sekcji Lotniczej ZG SIMP.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII LUTY 1988

TECHNIKA

2'88

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Publikacje nt. historii polskiej techniki lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Stan wiedzy historycznej zwykle się oceniać na podstawie publikacji i to przede wszystkim książkowych. Czy książki nt. dziejów naszej techniki lotniczej dają pełny ich obraz? Jakże są najpoważniejsze braki? W przeglądzie dotychczasowych publikacji uwzględnimy również pozycje znajdujące się w druku oraz przygotowywane do druku.

Najogólniejszy obraz rozwoju rodzimej techniki lotniczej znajdujemy w wydawnictwach albumowych. Pierwszy — to „Album dziesięciolecia lotnictwa polskiego” (1930 r.), następne to: „Ku czci poległych lotników” (1933 r.) A. Wojtygi, „L'Aeronautique en Pologne” (1935 r.) B. Kwiecińskiego i „Polska lotnicza” (1937 r.). Natomiast w ostatnim 50-leciu ukazał się tylko albumik A. Glassa „Polskie skrzydła” (1985 r.). Były to równocześnie prace dające obraz całokształtu dziejów naszego lotnictwa. Jedyne niealbumowe ujęcie tej tematyki, „Dzieje polskich skrzydeł” (1974 r.) K. Sławińskiego, niestety zawiera liczne nieścisłości i błędy.

O początkach naszych prób konstrukcyjnych pisało kilku autorów. S. Januszewski napisał „Rodowód polskich skrzydeł” (1981 r.), E. Jungowski „O pionierach polskiej myśli lotniczej” (1967 r.), a J. Konieczny „Zaranie polskiego lotnictwa” (1967 r.). Należy spodziewać się nowej książki S. Januszewskiego podającej nieznaną szerzej informację o pracach polskich wynalazców lotniczych w okresie pionierskim. Brak jest książki sumującej publikacje prasowe J. Koniecznego nad początkami baloniarstwa i lotów samolotowych w Polsce.

Pierwszą książką przedstawiającą polski przedwojenny lotniczy dorobek konstrukcyjny była książka J. Cynka „Polish Aircraft 1893÷1939” (1971 r.), następnie ukazały się: „Polskie samoloty wojskowe 1918÷1939” A. Morgały (1972 r.) i „Polskie konstrukcje lotnicze 1893÷1939” A. Glassa (1976 r.). Konstrukcje PRL zostały opisane w książkach: „Konstrukcje lotnicze Polski Ludowej” (1965 r.) i „Polskie samoloty wojskowe 1945÷1980” A. Morgały (1981 r.). Brak jest opracowania nt. polskich szybowców po 1964 r. i samolotów z ostatnich lat. W książkach o konstrukcjach lotniczych jest zawarty krótki zarys rozwoju polskiego przemysłu lotniczego. Szersze omówienie tego tematu z okresu międzywojennego zawiera książka R. Bartła, J. Chojnackiego, T. Królikiewicza i A. Kurowskiego „Z historii polskiego lotnictwa wojskowego 1918÷1939” (1978 r.). Całokształt dziejów przemysłu przedstawili J. Babiejczuk i J. Grzegorzewski w książce „Polski przemysł lotniczy” (1974 r.).

Opisy polskich konstrukcji lotniczych znalazły się również w opracowaniach poświęconych poszczególnym rodzajom lotnictwa: J. Rozwadowskiego „Morski Dywizjon Lotniczy” (1973 r.), czy A. Morgały „Samoloty w polskim lotnictwie morskim” (1985 r.), „Samoloty myśliwskie w lotnictwie polskim” (1979 r.) i „Samoloty bombowe i szturmowe w lotnictwie polskim” (1981 r.) oraz M. Mikulskiego i A. Glassa „Polski transport lotniczy 1918÷1978” (1981 r.). Brak jest opracowań nt. dziejów polskich samolotów sportowych, polskich samolotów rolniczych, polskich samolotów

sanitarnych itd. oraz nt. dziejów polskich balonów, lotni, motolotni i konstrukcji amatorskich. Smigłowiec opisał R. Witkowski w książce „Wiropląty w Polsce” (1986 r.), a spadochrony T. Malinowski w książkach „Spadochrony” (1963, 1974 r.) i „Sport spadochronowy w Polsce” (1983 r.).

Osobną grupę wydawnictw stanowią monografie wytwórni. Dotychczas ukazały się „Samoloty RWD” L. Duleby i A. Glassa (1983 r.) oraz „Samoloty PZL 1918÷1978” A. Glassa (1980 r.). W przygotowaniu do druku znajduje się książka „Samoloty PWS” T. Chwałczyka i A. Glassa oraz opracowane w wytwórniach monografie „PZL-Okęcie” i „PZL-Mielec”. W przygotowaniu znajduje się monografia LWD. Natomiast brak jest monografii SZD, różnych warsztatów szybowcowych, poznańskiej wytwórni „Samolot”, zakładów Plage i Łaskiewicz — LWS, czy PZL-Świdnik, nie mówiąc o wytwórniach silników lotniczych.

Na świecie dużym zainteresowaniem cieszą się monografie samolotów. Jeden ich rodzaj to broszurki w rodzaju serii „Typy Broni i Uzbrojenia”. Dotychczas w tej serii przedstawiono 9 samolotów polskiej konstrukcji i 7 produkowanych z licencji. Nie jest to dużo. Natomiast pierwszą obszerniejszą monografią polskiego samolotu była książka R. Kaczkowskiego „Samolot PZL-104 Wilga” (1983 r.). W przygotowaniu do druku znajduje się monografia „PZL-37 Łoś” J. Cynka. Rolę monografii będzie też zapewne spełniać niedawno opublikowana książka „Samoloty myśliwskie września 1939” poświęcona samolotom PZL P.7 i P.11. Podobny charakter będzie miała przygotowywana do druku książka „Samoloty bombowe września 1939”.

Brak jest u nas monografii poświęconych ludziom polskiej techniki lotniczej. A jest warta przedstawienia sylwetka i dorobek prof. Stefana Drzewieckiego oraz wielu konstruktorów: Z. Puławskiego, S. Wigury, S. Rogalskiego, J. Dąbrowskiego, F. Misztala, A. Kocjana, S. Grzeszczyka i wielu innych. Istnieje tylko książeczka S. Januszewskiego „Leonardo ze Wzdowa” o Adamie Ostoi-Ostaszewskim.

Życiorysy kilkunastu polskich konstruktorów i inżynierów zamieścili J. Konieczny i T. Malinowski w „Małej encyklopedii lotników polskich” (1983 r.). Podobnie kilkanaście nazwisk ludzi polskiej techniki lotniczej można znaleźć w „Słowniku polskich pionierów techniki” (1986 r.). Jak na kilkadziesiąt nazwisk ludzi zasłużonych dla tej dziedziny — to dość skromnie.

Ciekawą odmianą publikacji z dziejów polskiej techniki lotniczej są opracowania T. Sołtyka: „Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919÷1939 i 1945÷1965” (1983 r.) oraz „Błędy i doświadczenia w konstrukcji samolotów” (1986 r.). Pokazują one problemy techniczne, jakie występowały na naszych samolotach.

Oceniając całość publikacji nt. dziejów polskiej techniki lotniczej należy podkreślić, że większość książek (25, nie licząc broszurek TBU) ukazała się w ostatnim dwudziestolecu. Część z nich warto wznović po poprawieniu i uzupełnieniu. Natomiast wiele tematów jeszcze czeka na opracowanie.



AUSTRALIA

● Koncern TNT nosi się z zamiarem utworzenia wielonarodowego konsorcjum, w skład którego wchodziłoby przewoźnicy ładunku. Konsorcjum to, działające m.in. na terenie Europy, miałyby samoloty transportowe zarejestrowane w różnych krajach (członkowskich). Na razie zamówiono 72 samoloty British Aerospace BAe-146, wszystkie w wersji transportowej, które będą produkowane przez najbliższe 5 lat. (A. et C. 1151)



AUSTRIA

● 25 lipca 1987 r. przyjęto pierwszy z 24 zamówionych myśliwców szwedzkich Saab 35 Draken (oficjalne oznaczenie samolotów przeznaczonych dla Austrii — Saab 35 OE). Dostawa zostanie zakończona w grudniu 1988 r. Austria jest czwartym krajem użytkującym te samoloty, po Szwecji, Danii i Finlandii. (A. et C. 1152)



BELGIA

● Latem 1987 r. przygotowywano prywatyzację międzynarodowego portu lotniczego Brukseli. 61,54% akcji miało być przekazanych dwóm instytucjom, 30,77% — akcjonariuszom prywatnym, 6,7% — użytkownikom portu i 1% — personelowi. (A. et C. 1152)



CHINY

● Zapowiedziano produkcję, w China Nanchang Aircraft Manufacturing Company, samolotu szkolno-bojowego L-8 o powierzchni skrzydeł 16,50 m², masie startowej maks. 4200 kg, prędkości maks. 800 km/h, pułapie 13 000 m i długotrwałości lotu 3 h. Napęd ma stanowić 1 silnik turbodrzutowy Garrett TFE 731-2A o ciągu 15,6 kN (USA). (A. et C. 1152)

● Podczas rozmów kanclerza RFN Helmuta Kohla w Pekinie, w lipcu 1987 r., pierwszoplanowym tematem była współpraca przemysłowa, w tym wspólny rozwój i produkcja 75-miejscowego samolotu transportowego o zasięgu 2000 km, skonstruowanego wg najnowszych technologii. (A. et C. 1152)



FRANCJA

● Dassault-Breguet rozwija nową wersję samolotu treningowego — Alpha Jet 3. Modyfikacje dotyczą głównie awioniki i wyposażenia kabin (ekrany katodowe: 4 w przedniej i 3 w tylnej kabine). (A. et C. 1151)

● Firma F. I. Sciences proponuje nowy silnik do napędu samolotów ultralekkich (ULM-ów). Dwa cylindry w układzie V, każdy o pojemności skokowej 508 cm³ i stopniu sprężania 11; moc 38,2 kW (52 KM) przy 6600 obr/min; chłodzenie powietrzem; masa 17 kg, zużycie paliwa (benzyna Super) — 8÷9 dm³/h, podwójny zapłon, reduktor epicykloidalny z amortyzującym systemem lepkosprężystym. (A. et C. 1152)



NRD

● Niemal jednocześnie z uruchomieniem połączenia Warszawy z Pekinem, otworzono połączenie Berlina z Pekinem, realizowane przez samoloty Interflugu i CAAC. (L+K 14/87)



RFN

● Ograniczenia budżetowe dla lotnictwa wojskowego nie objęły programu rozwojowego 35 samolotów Panavia Tornado w wersji walki elektronicznej (A. et C. 1151)

● W niektórych kołach wojskowych ujawnia się sceptycyzm do programu europejskiego myśliwca lat dziewięćdziesiątych (EFA/JF-90). Istnieją sugestie modyfikacji samolotu taktycznego Panavia Tornado, podobnie jak F-4 Phantom II i szkolno-bojowego Alpha Jet. (A. et C. 1152)

● Najbliższy Salon Lotniczo-Kosmonautyczny w Hanowerze, ILA '88, odbędzie się w dniach 5÷12 maja 1988 r. Udział zapowiedziało 450 wystawców z 20 krajów. (A. et C. 1152)



USA

● Nowa spółka Bromon Aircraft Company zapowiedziała rozwój nowego dwusilnikowego samolotu komunikacji lokalnej i transportowego z napędem turbosmigłowym — BR 2000. Nieciśnieniowa kabina o wymiarach 2,41X2,49X10,52 m (63 m³) będzie mogła pomieścić 46 pasażerów lub 6000 kg ładunku. Masa własna — 6598 kg, masa maks. — 13 495 kg, prędkość przelotowa — 399 km/h, zasięg (w zależności od ładunku) — 400÷3890 km. (A. et C. 1152)

● Coraz większą karierę robi system telewizyjny pokładowej w samolotach transportowych, oparty na płaskich ekranach (patent USA 4 647 980). Ekran (Sony), o szerokości 33 cm i głębokości 4 cm, są umieszczane w oparciach foteli, z tyłu — indywidualnie dla każdego pasażera, który ma do wyboru 1 z 6 kanałów. Oferty różnych systemów złożyły np. firmy: Airvision i Transcom Systems. (A. et C. 1151)



W. BRYTANIA

● Nowe wymagania przeciwpożarowe dla samolotów w W. Brytanii. Od sierpnia 1988 r. wszystkie samoloty rejestrowane w brytyjskim rejestrze muszą mieć wyposażenie kabin wykonane z materiałów trudno palnych, które w wysokich temperaturach nie wydzielają toksycznego dymu. Dotyczy to wykładzin ściennych i sufitowych, schowków pod fotelami oraz ram foteli. Wymagania co do tych materiałów znajdują się w nowych przepisach brytyjskich. Podobne przepisy ogłosiła wcześniej FAA. Władze brytyjskie zrezygnowały z zastosowania tych przepisów do już eksploatowanych 600 samolotów ze względu na koszty. Poszukiwanie lekkiego, odpornego na ogień materiału podjęto po obu stronach Atlantyku, kiedy okazało się, że każdy plastik wydziela po

podgrzaniu trujący gaz. Bezpośrednio po pożarze B-737 w Manchester, British Civil Aviation Authority poleciła liniom lotniczym zainstalowanie odpornych na ogień siedzeń (foteli) i automatycznych świateł wskazujących pasażerom, w razie pożaru, drogę do wyjścia. Operacja ta kosztowała brytyjskie linie 11 mln. funtów. J.Z.



ZSRR

● Od kwietnia 1987 r. sieć połączeń Aeroflotu do RFN rozszerzyła się o linię Leningrad-Hamburg. Wcześniej uruchomiono linie: Leningrad-Düsseldorf i Leningrad-Monachium. (L+K 14/87)

OGÓLNE

● Z bilansu ICAO wynika, że linie lotnicze 156 krajów członkowskich zwiększyły w 1986 r. przewozy pasażerów, towarów i poczty o 5% (tkm). Liczba przewiezionych pasażerów wzrosła również o 5% (do 938 mln), a masa ładunków — o 7% (do 14,7 mln Mg). (AviMag 934)

● Według ocen ICAO, w 1986 r. nastąpiła poprawa bezpieczeństwa w lotnictwie handlowym. Wydarzyło się 16 wypadków, które pociągnęły za sobą śmierć 330 osób (w 1985 r., rekordowym pod względem tragedii, w 22 wypadkach zginęło 1066 pasażerów). (A. et C. 1143)

● Liczba samolotów cywilnych użytkowanych w świecie (poza ZSRR i Chinami) wzrosła w latach 1984÷1985 do 375 930. 39 020 spośród nich (10,4%), to samoloty handlowe, a pozostałe (336 910 — 89,6%), to samoloty użytku ogólnego. (A. et C. 1143)

● W czasie minionych 10 lat udział przewoźników z Azji i Pacyfiku w przewozach światowych wzrósł z 19,8% do 28%. W tym samym czasie udział linii lotniczych Ameryki Północnej i Europy zmalał z 63,4 do 58,5%. (A. et C. 1143)

● Coraz więcej mówi się o integracji linii lotniczych Europy; wspomina się np. o ewentualności scalenia British Airways, Air France i Deutsche Lufthansa w 1993 r. Podobny charakter mają ponoć rozmowy prowadzone przez przedstawicieli Scandinavian Airlines System (SAS) i belgijskiej Sabeny. (A. et C. 1145)

● Linie lotnicze, będące członkami IATA, wydają na paliwo lotnicze 24% ponoszonych kosztów eksploatacyjnych. Każdy z przewoźników, należący do IATA, wydaje średnio 2 mln dol. rocznie. (A. et C. 1133)

● Do końca wieku 2 mld pasażerów zostanie przewiezionych przez linie lotnicze świata, w lotach regularnych. g. Światowa Konferencja Portów Lotniczych IATA została poświęcona aspektom technicznym tego problemu. (A. et C. 1148)

● Rada ICAO zapowiedziała zwołanie konferencji dyplomatycznej, w lutym 1988 r., w celu podjęcia działań przeciwstawiających się używaniu przemocy w portach lotniczych. (A. et C. 1143)

● Linie lotnicze Air France, Deutsche Lufthansa, Iberia i SAS utworzyły spółkę Amadeus, której zadaniem jest wprowadzenie w 1989 r. wspólnego, komputerowego systemu rezerwacji miejsc, opracowanego przez IBM. Wzrośnie w ten sposób konkurencyjność tych linii wobec przewoźników amerykańskich, którzy podobne systemy (Apollo i Sabre) używają od pewnego czasu. (A. et C. 1149)



PLL LOT 1984 – 1985 (II)

WYKORZYSTANA ZDOLNOŚĆ PRZEWOZOWA ŁADUNKÓW: TKM

Rodzaj przewozu	1984 r.	1985 r.	1985/1984, %
Przewozy regularne	10 764	12 902	119,9
— międzynarodowe	9 984	12 189	122,1
— krajowe	780	713	91,4
Przewozy nieregularne	4 047	2 856	70,6
— międzynarodowe	4 046	2 852	70,5
— krajowe	1	4	400,0
Razem	14 811	15 758	106,4

WYKORZYSTANIE OFEROWANEJ ZDOLNOŚCI PRZEWOZOWEJ UDŹWIGU HANDLOWEGO I MIEJSC, %

Wykorzystanie udźwigu handlowego, %

Rodzaj przewozów	1984 r.	1985 r.	Przyrost, %
Przewozy regularne:			
— międzynarodowe	57,8	60,1	+2,3
— krajowe	75,9	73,0	-2,9
Przewozy nieregularne:			
— międzynarodowe	65,6	65,7	+0,1
— krajowe	40,7	35,5	-5,2
Razem	61,5	62,0	+0,5

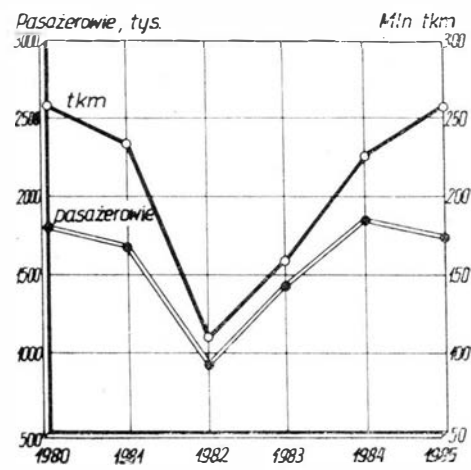
Wykorzystanie miejsc pasażerskich, %

Rodzaj przewozów	1984 r.	1985 r.	Przyrost, %
Przewozy regularne:			
— międzynarodowe	74,3	74,8	+0,5
— krajowe	82,1	76,2	-5,9
Przewozy nieregularne:			
— międzynarodowe	83,4	82,9	-0,5
— krajowe	54,6	54,5	-0,1
Razem	77,7	76,5	-1,2

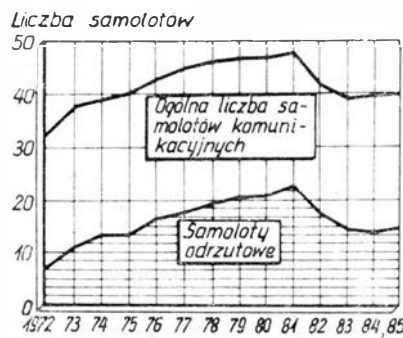
Przewozy międzynarodowe i krajowe

Rodzaj przewozów	1984 r.	1985 r.	Przyrost, %
Wykorzystanie udźwigu handlowego, %:			
— przewozy międzynarodowe	61,5	62,0	+0,5
— przewozy krajowe	75,8	72,7	-3,1
Wykorzystanie miejsc pasażerskich, %:			
— przewozy międzynarodowe	77,7	76,5	-1,2
— przewozy krajowe	82,1	76,1	-6,0

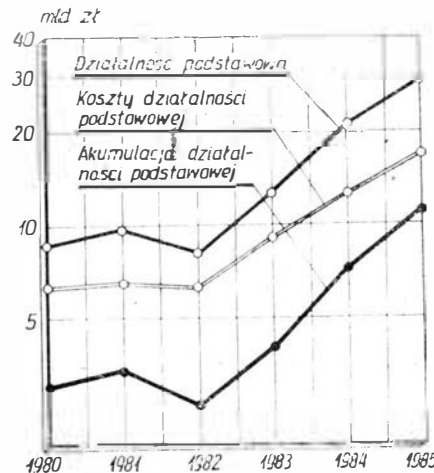
PRZEWOZ PASAŻERÓW I WYKONANA PRACA PRZEWOZOWA (W TKM) W LATACH 1980÷1985



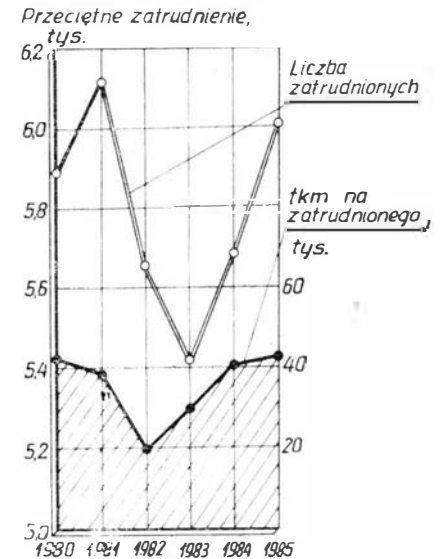
SAMOLETY KOMUNIKACYJNE PLL LOT W LATACH 1972÷1985



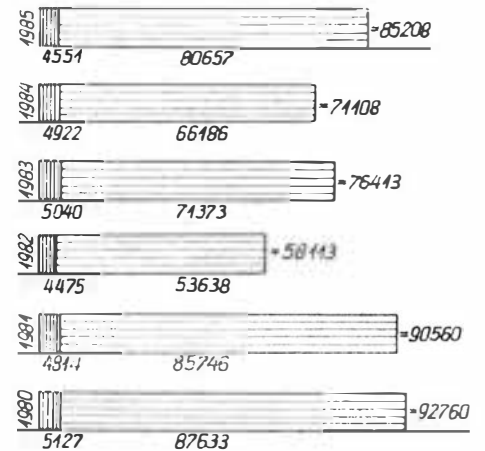
WYNIKI FINANSOWE PLL LOT W LATACH 1980÷1985



PRZECIĘTNE ZATRUDNIENIE I WYDAJNOŚĆ W TKM NA 1 ZATRUDNIONEGO W LATACH 1980÷1985



ROZWÓJ DŁUGOŚCI SIECI LINII KRAJOWYCH I ZAGRANICZNYCH PLL LOT 1980÷1985



długość sieci linii krajowych, km
długość sieci linii zagranicznych, km

Zródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego

H.M.

Multicyklonowy odpylacz bezwładnościowy do samolotu rolniczego

Dr inż. PAWEŁ DZIERŻANOWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Samoloty rolnicze, znacznie częściej niż samoloty o innym przeznaczeniu, przebywają w bardzo zanieczyszczonej atmosferze. Wynika to z charakteru ich pracy — loty na małych wysokościach, częste starty i lądowania (zwykle na nie utwardzonych, prymitywnych lądowiskach), a przede wszystkim rozpylanie proszków i aerozoli.

Zanieczyszczenia powietrza działają niszcząco na silniki samolotów. Pyły, zwłaszcza pochodzenia nieorganicznego, przedostają się do wnętrza silnika i powodują szybkie zużycie jego trących części. Dlatego silniki powinny być wyposażone w filtry (odpylacze) zatrzymujące szkodliwe zanieczyszczenia. W warunkach krajowych, przy trawiastych lądowiskach, nie zawsze jest to bezwzględnie konieczne, jednak ze względu na dość duży eksport samolotów rolniczych oraz usług agrolotniczych do krajów o bardziej suchym klimacie oczyszczanie powietrza wlotowego jest niezbędne.

W lotniczych silnikach tłokowych stosuje się dwa rodzaje odpylaczy: powierzchniowe i bezwładnościowe. Ze względu na ograniczenie spadku ciśnienia na wlocie do silnika, wynikające z oporów przepływu powietrza przez odpylacz, odpylacze powierzchniowe mają zwykle dość duże wymiary, ponadto wymagają ciągłego nadzoru eksploatacyjnego, gdyż opory przepływu rosną wraz z ilością zatrzymanych pyłów. Muszą być zatem często wymieniane lub czyszczone. Zaletą odpylaczy powierzchniowych jest ich duża, niemal stuprocentowa skuteczność.

Działanie odpylaczy bezwładnościowych polega na wykorzystaniu sił bezwładności, którym podlegają ziarna pyłu znajdujące się w strumieniu powietrza. Odpylacze mają

budowę wywołującą (przez zmianę kierunku przepływu powietrza lub jego zawirowanie) siły bezwładności, które skupiają ziarna pyłu w określonej strefie odpylacza, dlatego usuwa się je na zewnątrz, zaś oczyszczone powietrze wpływa do silnika. Odpylacze najczęściej występują w postaci multicyklonów osiowych, gdyż mają największą skuteczność (85÷95%) i pozwalają odseparować wszystkie ziarna o średnicy powyżej 10÷15 μm , tzn. te, które mają największy wpływ na zużycie silnika. Zaletą odpylaczy bezwładnościowych jest niezmiennosc oporów przepływu i znikomy nadzór eksploatacyjny. Są też zwykle mniejsze i lżejsze od odpylaczy powierzchniowych.

Mimo że polski przemysł produkuje dość dużo samolotów rolniczych, krajowe rozwiązania odpylaczy multicyklonowych do silników nie są znane. Dlatego też w Instytucie Techniki Lotniczej WAT podjęto próbę opracowania odpylacza do silnika samolotu Kruk.

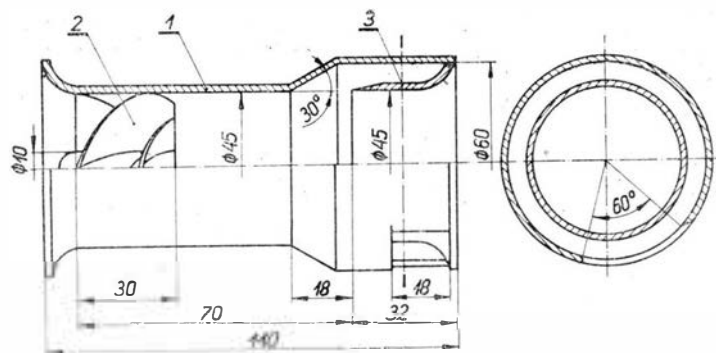
Konstrukcja odpylacza

Odpylacz składa się z dwunastu cyklonów osiowych tworzących trzy zespoły, które stanowią moduły, po cztery cyklony w każdym. Konstrukcja modułowa upraszcza proces projektowania odpylacza i znacznie zawęża zakres badań prototypu.

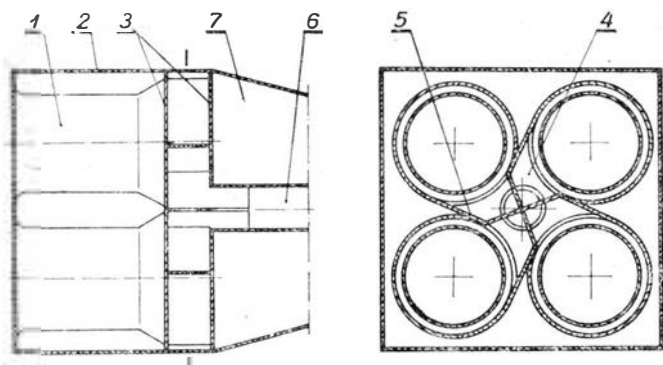
Pojedynczy cyklon i jego podstawowe wymiary przedstawia rys. 1. Cyklon składa się z kadłuba i wylotu (wykonanych z laminatu) oraz zawirowywacza z czterema kierownicami, o skoku 86 mm, wykonanego ze szkła organicznego. Charakterystyczną cechą przedstawionego cyklonu jest to, że średnice kanałów w kadłubie i na wylocie są jednakowe. Takie rozwiązanie minimalizuje opory przepływu przez cyklon. Wymiary geometryczne kanału cyklonu dobrano eksperymentalnie, mając na uwadze osiągnięcie możliwie dużej skuteczności odpylania przy jak najmniejszym oporze przepływu powietrza. Odseparowany pył jest odsysany przez wycięcie w kadłubie — okno umieszczone na 1/6 obwodu.

Istotny wpływ na skuteczność odpylania ma organizacja procesu odsysania odseparowanych zanieczyszczeń. Powinna ona zapewnić równomierne odsysanie z każdego cyklonu. Rozwiązanie tego problemu w odpylaczu złożonym z wielu cyklonów najłatwiej zrealizować stosując konstrukcję modułową odpylacza. Moduł stanowi zespół pojedynczych cyklonów mających wspólny układ odsysania. Zastosowany w odpylaczu moduł pokazano na rys. 2. Składa się on z czterech cyklonów rozmieszczonych symetrycznie w kasecie o przekroju kwadratowym. Okna wylotowe cyklonów znajdują się w przestrzeni oddzielonej dwiema poprzecznymi ścianami. Aby zapewnić równomierne odsysanie ze wszystkich cyklonów, komora separacyjna znajduje się w środku, pomiędzy cyklonami. Aby zapobiec wzajemnemu oddziaływaniu strumieni wypływających z okien poszczególnych cyklonów, komorę podzielono przegrodami izolując je od siebie. Przegrody są ustawione stycznie do wiru w cyklonie w celu zmniejszenia możliwości odbijania się ziaren pyłu od ścian i ich powrotu do cyklonu. Wlot do przewodu odsysającego jest usytuowany centralnie, a jego niewielki odcinek jest także przegrodzony wzdłużnie na cztery części, podobnie jak komora separacyjna.

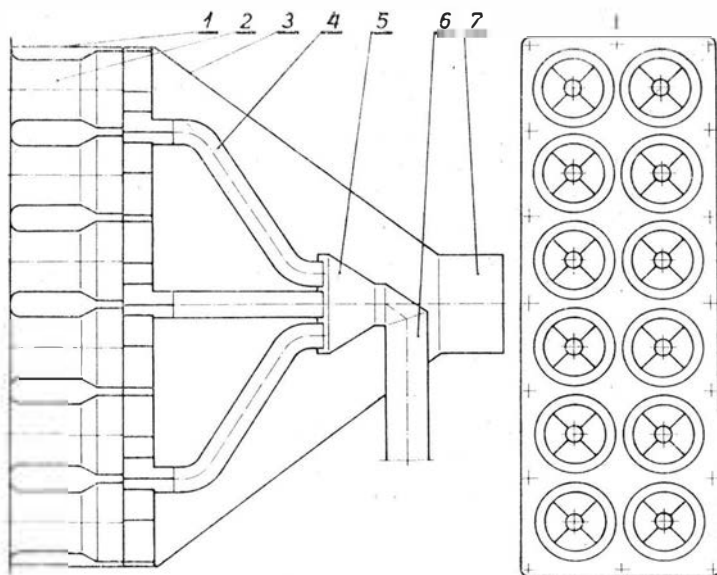
Schemat na rys. 3 pokazuje opracowany odpylacz multicyklonowy. W prostokątnej kasecie umieszczono trzy moduły. Wspólny dla wszystkich modułów jest łącznik wylotowy. Przewody odsysające odseparowany pył z poszczególnych modułów prowadzą do kolektora i zbiorczego przewodu odsysającego. Z przodu odpylacza ma kolnierz do mocowania wlotu, zaś z tyłu króciec wylotowy do osadzenia elastycznego przewodu łączącego odpylacz z gaźnikiem.



Rys. 1. Schemat pojedynczego cyklonu



Rys. 2. Konstrukcja modułu odpylacza: 1 — kasecia, 2 — ściana poprzeczna, 3 — cyklon, 4 — przegroda, 5 — komora separacyjna, 6 — przewód odsysający, 7 — łącznik wylotowy



Rys. 3. Schemat odpylacza multicyklonowego: 1 — kaseta, 2 — cyklon, 3 — łącznik wylotowy, 4 — przewody odsysające, 5 — kolektor, 6 — zbiorczy przewód odsysający, 7 — króciec wylotowy

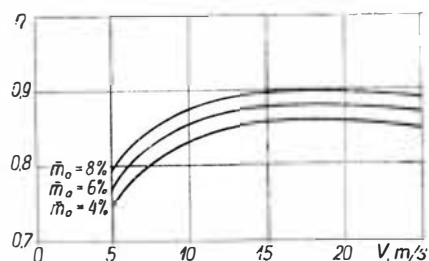
Badania laboratoryjne modułu

Na stanowisku laboratoryjnym przeprowadzono badania charakterystyk opracowanego modułu. Mierzono skuteczność całkowitą η w zależności od prędkości przepływu powietrza V przez cyklon. Zmieniano także ilość odsysanego strumienia z odseparowanymi zanieczyszczeniami, mierzona stopniem odsysania \bar{m}_0 , który określano jako stosunek natężeń przepływu strumieni: odsysanego i na wylocie z odpylacza.

Badania wykonano używając drobnoziarnistego pyłu Rejowiec o gęstości 2600 kg/m^3 i przeciętnym składzie ziarnowym przedstawionym w tabelicy.

TABLICA

Średnica zastępcza, μm	2	5	10	20	40	63
Udział masowy, %	6	25	49	74	90	95



Rys. 4. Charakterystyki modułu odpylacza

Charakterystyki modułu pokazano na rys. 4. Wynika z nich, że skuteczność intensywnie rośnie ze zwiększaniem prędkości przepływu do wartości $8 \div 10 \text{ m/s}$, a powyżej 12 m/s utrzymuje się na stałym poziomie. Stopień odsysania ma dość umiarkowany wpływ na skuteczność. Ze względów praktycznych rzadko odsysa się więcej niż 10% strumienia przepływającego przez odpylacz.

Odprowadzanie odseparowanych pyłów

Opory przepływu przez odpylacz powodują, że ciśnienie powietrza w komorze separacyjnej jest mniejsze od atmosferycznego. Wymuszenie ruchu strumienia powietrza z odseparowanym pyłem do otoczenia wymaga więc doprowadzenia do strumienia określonej energii. Można to zrealizować za pomocą urządzeń mechanicznych, np. wentylatora umieszczonego w przewodzie odsysającym. Jest to jednak rozwiązanie kłopotliwe ze względu na konieczność napędzania takiego urządzenia od silnika i związane z tym

straty mocy, wzrost masy zespołu odpylacza oraz bardziej skomplikowaną jego obsługę eksploatacyjną.

Bardziej racjonalne jest wykorzystanie zjawiska ejejkcji, którą można wytworzyć dzięki energii kinetycznej spalin wypływających z silnika. Na rys. 5 przedstawiono schemat ideowy układu odsysania opartego na wspomnianej zasadzie. Przepływ spalin przez przewężenie na końcu rury wylotowej powoduje odpowiednie zmniejszenie ciśnienia i odsysanie powietrza z komory separacyjnej.

Minimalną średnicę zwężki wylotowej należy dobrać tak, aby był spełniony warunek:

$$\Delta p_z = \Delta p_w^* + (\Delta p_0 + \Delta p_0^*) + \Delta p_p^*$$

gdzie:

Δp_z — spadek ciśnienia statycznego w przewężeniu,

Δp_w^* — zmiana ciśnienia całkowitego we wlocie do odpylacza,

$(\Delta p_0 + \Delta p_0^*)$ — odpowiednio spadek ciśnienia statycznego i straty ciśnienia całkowitego na odcinku między wlotem a komorą separacyjną,

Δp_p^* — straty ciśnienia całkowitego w przewodzie odsysającym.

Średnicę przewodu odsysającego dobiera się tak, aby prędkość w nim nie przekraczała $25 \div 30 \text{ m/s}$, gdyż powyżej tych wartości straty przepływu zaczynają odczuwalnie wzrastać. Przy założonym sześcioprocentowym odsysaniu w opracowanym odpylaczu średnica przewodu odsysającego wynosi 32 mm .

Zmiany ciśnienia całkowitego w zaznaczonych na rys. 5 strefach można ocenić jedynie z dość znacznym przybliżeniem. Z tego względu teoretyczne obliczenia przewężenia wymagają zawsze weryfikacji doświadczalnej.

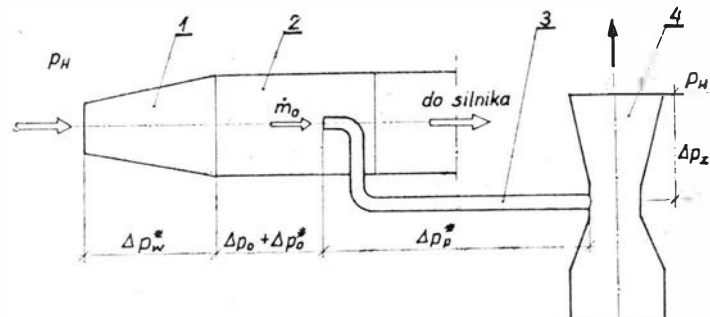
Przewężenie wykonane na wylocie spalin z silnika jest przyczyną wzrostu ciśnienia w układzie wylotowym, wskutek oporów przepływu przez przewężenie. Z szacunkowych obliczeń wynika, że stosunek średnic w przewężaniu nie powinien być mniejszy od $0,8$. Przy takim przewężeniu opory przepływu są na tyle małe, że praktycznie ich wpływ na moc silnika jest pomijalny.

Wykorzystanie energii strumienia zaśmigłowego

Zastosowanie jakiegokolwiek odpylacza powietrza wlotowego powoduje spadek mocy silnika ze względu na straty ciśnienia w odpylaczu. W przypadku zaprojektowanego odpylacza modułowego przewiduje się stosunkowo niewielkie opory przepływu. Badania modułu oraz innych odpylaczy modułowych wskazują, że nie powinny one przekraczać $0,012 \div 0,015 \text{ daN/cm}^2$. Ocenia się, że spadek mocy silnika wskutek strat przepływu powietrza przez odpylacz będzie nie większy niż $1 \div 1,5\%$. Nie jest to wiele, lecz w warunkach startu samolotu może mieć znaczenie. Spadek mocy silnika można zredukować przez skonstruowanie odpowiedniego chwytu powietrza do odpylacza i wykorzystanie energii strumienia zaśmigłowego w celu zwiększenia ciśnienia na wlocie do silnika.

Pomiary przeprowadzone w ITL WAT wykazały, że w przewidywanym miejscu usytuowania chwytu powietrza do odpylacza — w górnej części okapotowania silnika — prędkość osiowa strumienia powietrza wynosi ok. 55 m/s w warunkach startowych. Składową obwodową prędkości można pominąć, gdyż kąt zawirowania jest bardzo niewielki — wynosi 8° .

Chwyt powietrza został zaprojektowany jako krzywoliniowy dyfuzor o przekroju prostokątnym. Prędkość strumienia zaśmigłowego zostaje w nim wyhamowana do ok. 7 m/s , co powoduje wzrost ciśnienia statycznego w odpylaczu o ok. $0,018 \text{ daN/cm}^2$ w stosunku do ciśnienia atmo-

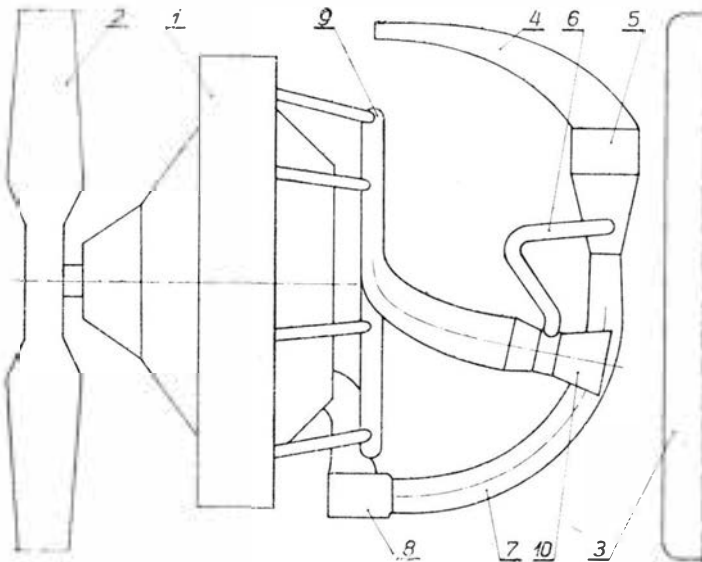


Rys. 5. Schemat ideowy układu odsysania: 1 — wlot powietrza do odpylacza, 2 — odpylacz, 3 — przewód odsysający, 4 — zwężka wylotowa

sferycznego. Wynika z tego, że zastosowanie chwytu spiętrzającego ciśnienie całkowicie skompensuje straty ciśnienia w odpylaczu.

Zabudowa odpylacza

Na rys. 6 pokazano projekt zabudowy odpylacza i chwytu powietrza na samolocie. Odpylacz jest usytuowany między silnikiem a przegrodą silnikową w kadłubie samolotu.



Rys. 6. Usytuowanie odpylacza w samolocie: 1 — silnik, 2 — śmigło, 3 — przegroda silnikowa, 4 — chwyt powietrza, 5 — odpylacz, 6 — przewód odsysający, 7 — przewód powietrza wlotowego do silnika, 8 — gaźnik, 9 — kolektor spalin, 10 — zwięzka wylotowa

Chwyt wykonany z tworzywa sztucznego — pobiera powietrze znad silnika i zmienia jego kierunek przepływu z równoległego na prostopadły do osi silnika. Gaźnik jest połączony elastycznym przewodem z odpylaczem. Również z elastycznego przewodu jest wykonany kanał odsysający, wychodzący z łącznika odpylacza i prowadzący do przewężenia w układzie wylotowym silnika.

Umieszczenie chwytu w górnej strefie silnika nieco komplikuje konstrukcję. Prostsze byłoby nasadzenie odpylacza bezpośrednio na wlot gaźnika, jak również zabudowa chwytu powietrza w strefie dolnej. Proponowane rozwiązanie wynika jednak z tego, że ze wzrostem wysokości umieszczenia chwytu silnie maleje stężenie zapylenia w atmosferze, a przede wszystkim udział ziaren o większych średnicach.

Na odpylaczu i chwycie przewidziano węzły mocujące, które łączy się z ramą silnika w taki sposób, że nie wymaga ona przeróbek. Trzeba tylko dostosować okapotowanie silnika przez wycięcie w nim okna na chwyt powietrza.

* * *

Stosując modułową konstrukcję z łatwością można zaprojektować odpylacz multicyklonowy do każdego innego silnika. Istnieje przy tym duża swoboda w kształtowaniu formy odpylacza. Można także skrócić, zwykle pracochłonne, badania prototypu.

Odpylacze multicyklonowe nadają się do wykorzystania także poza lotnictwem — w silnikach, które pracują w warunkach silnego zapylenia powietrza atmosferycznego, np. w napędach wozów bojowych, maszyn inżynierskich, urządzeń kopalnianych itp. W takich silnikach jest racjonalne zastosowanie złożonego układu filtrującego — odpylacz bezwładnościowy jako pierwszy stopień oczyszczania, a za nim filtr powierzchniowy. Pozwala to na wielokrotne przedłużenie okresu eksploatacji filtra powierzchniowego.

Bezpieczeństwo lotów w 1986 r.

Mgr inż. JAN ZWIERZYŃSKI

Bezpieczeństwo lotów w 1986 r. na podstawie brytyjskich źródeł rządowych i własnych informacji omawia *Flight International* z 24 stycznia 1987 r. Nie jest to więc pełna i zupełnie obiektywna informacja, ale zawiera interesujące dane, które należy uzupełnić informacjami z innych źródeł. Należy zastrzec, że dla wielu wypadków źródła nie podają pełnej liczby ofiar lub liczby osób na pokładzie samolotu, który uległ wypadkowi (liczby te oznaczono gwiazdką).

Podobnie jak *Flight International*, rozdzielamy „klasyczne” wypadki lotnicze (tj. wypadki spowodowane wadami techniki lotniczej, błędami załogi lub służb ruchu itp.) od wypadków spowodowanych celowym działaniem skierowa-

TABLICA 2. Wypadki w latach 1980-1986

Rok	Liczba wypadków	Liczba ofiar	Dynamika, %	
			liczby wypadków	liczby ofiar
1986	31	607	70	46
1985	39	1800	89	135
1984	29	451	66	34
1983	34	1202	77	90
1982	33	1012	75	76
1981	29	710	66	53
1980	44	1329	100	100

TABLICA 1. Liczba wypadków i ich śmiertelnych ofiar w 1986 r.

Przyczyny	Rodzaj przewozów	Liczba	
		wypadków	ofiar
Inne niż sabotaż itp.	linie regularne	9	325
	przewozy nieregularne	1	87
	linie regionalne i dowozowe	13	167
	przewozy niepasażerskie	8	23
	razem	31	607
Sabotaż*) itp.	wszystkie rodzaje przewozów	7	219
	Razem	38	826

*) W tej kategorii są umieszczone wydarzenia, w których miał miejsce sabotaż, porwanie albo akcja wojskowa przeciwko cywilnym celom.

nym przeciwko lotnictwu cywilnemu. Chodzi tu o wypadki spowodowane sabotażem, terroryzmem, działaniem wojska itp.

Można zauważyć, że dane na 1985 r. są znacznie niższe niż dane podane kiedyś przez prasę. Nie uwzględniają one np. tragicznego wypadku Boeinga B-747 (należącego do Air India), w którym zginęło 329 osób, ponieważ dotychczasowe badania wskazują, że wypadek był wynikiem sabotażu (eksplozja)

Liczba wypadków i ich ofiar

Jako wypadek są traktowane wydarzenia, w wyniku których przynajmniej jedna osoba poniosła śmierć. A jeśli mówi się o liczbie ofiar, to chodzi o ofiary śmiertelne, chyba że tekst wyraźnie mówi inaczej. W tabl. 1 przedstawiono łączną liczbę wypadków i ich śmiertelnych ofiar w 1986 r. Wynika z niej, że ponad 40% wypadków wyda-

TABLICA 3. Wypadki i ich ofiary w lotach pasażerskich w 1986 r. wg wielkości linii i ogólnych przyczyn

Rodzaj linii	Ogólne przyczyny		Wypadki z przyczyn „nielotniczych”		Związanych z sabotażem ^{*)} itp.	
	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar
Duże linie i duże samoloty	10	412	15	522		
Linie regionalne i dowozowe	13	167	15	276		
Razem	23	579	30	798		

*) Są tu wliczone wydarzenia, w których miał miejsce sabotaż, porwanie albo akcja wojskowa przeciwko cywilnym celom.

TABLICA 4. Wypadki w 1986 r. wg faz lotu (łącznie z wypadkami bez ofiar śmiertelnych)

Faza lotu	Liczba wypadków	Udział procentowy ^{*)}
Start	11	17
Wznoszenie	7	11
Przelot	11	17
Zbliżanie do lotniska i do lądowania	15	23
Lądowanie	17	27
Samolot na ziemi	4	6
Razem	65	100

*) Liczby zaokrąglone; po zsumowaniu dają liczbę równą od 100 (101).

TABLICA 5. Łączna liczba wypadków i ofiar śmiertelnych w 1986 r. wg rodzajów przewozu i faz lotu (bez wypadków spowodowanych sabotażem itp.)

Faza lotu	Linie regularne		Przewozy nieregularne		Przewozy niepasażerskie		Linie dowozowe		Razem	
	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar	liczba wypadków	liczba ofiar
Start	1	1	—	—	1	3	1	1	3	5
Wznoszenie	1	6	1	87	2	6	3	67	7	166
Przelot na trasie	2	168	—	—	3	17	1	20	6	205
Zbliżanie do lotniska i do lądowania	2	134	—	—	2	2	7	56	11	192
Lądowanie	2*)	16	—	—	—	—	1	23	3	39
Samolot na ziemi	1*)	—	—	—	—	—	—	—	1	—
Razem	9	325	1	87	8	28	13	167	31	607

*) W tym zderzenie dwu samolotów: lądującego z kołującym; ofiary były tylko w samolocie lądującym

TABLICA 6. Stosunek liczby ofiar do liczby osób na pokładzie wg rodzajów przewozu i faz lotu

Nazwa lotu	Linie regularne			Przewozy nieregularne			Linie regionalne i dowozowe			Przewozy niepasażerskie			Wszystkie rodzaje wypadków spowodowanych sabotażem			Razem		
	załoga	pasażerowie	razem	załoga	pasażerowie	razem	załoga	pasażerowie	razem	załoga	pasażerowie	razem	załoga	pasażerowie	razem	załoga	pasażerowie	razem
Start	0	1,7	1,7	—	—	—	0	50	33	50	—	50	—	—	—	23	3	7
Wznoszenie	71	2,7*)	14*)	100	100	100	89	80	81	100	—	100	100	100	100	91*)	79*)	81*)
Przelot	62	68	68	—	—	—	100	100	160	100	—	100	67	75	74	79	72	73
Zbliżanie do lotniska i do lądowania	100	91	91	—	—	—	71	38	42	67	—	67	0	4	3	69	46	49
Lądowanie	100*)	100*)	100*)	—	—	—	100	86	88	—	—	—	—	—	—	100*)	90*)	93*)
Samolot na ziemi	0	0	0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	16*)	8*)	8*)	15*)	8*)	8*)
Razem	64*)	60*)	60*)	100	100	100	79	60	63	87	—	87	32*)	27*)	27*)	63*)	46*)	48*)

*) Oparte na niepelnym danych.

rzyło się w małych liniach regionalnych i dowozowych, natomiast jeśli chodzi o liczbę ofiar, to obciążają one głównie konto linii regularnych (ok. 54%), eksploatujących duże samoloty, mimo że udział tych linii w liczbie wypadków wynosi poniżej 30%. Należy także zauważyć, że prawie co piąte wydarzenie przynoszące w skutkach śmiertelne ofiary było wynikiem czynników „nielotniczych”, sabotażu itp. Na te wydarzenia przypada jednak ponad 26% ofiar. Liczba ofiar spowodowana sabotażem, terroryzmem itp. wyniosła 36% liczby ofiar wypadków spowodowanych czynnikami tzw. „lotniczymi”. Są to liczby znaczące i wy-daje się, że ryzyko wypadków spowodowanych „nielotniczymi” przyczynami będzie trwale towarzyszyć działalności lotnictwa i że problemy bezpieczeństwa stały się dla linii,

portów lotniczych i dla administracji państwowych tak samo ważne jak poziom kwalifikacji załóg i kontrolerów ruchu oraz stanu sprzętu.

Stan wypadków w latach 1980÷1986 przedstawia tabl. 2. Jak widać, 1986 r. był jednym z bezpieczniejszych lat tego okresu, drugim pod tym względem po 1984 r., który był rekordowo bezpieczny. Jest to pozytywne zjawisko, ale trzeba pamiętać, że wystarczy jedna katastrofa samolotu szerokokadłubowego z kompletem pasażerów, aby obraz prezentowany przez statystyki radykalnie zmienił się. Oczywiście wynikiom 1986 r. nie należy przypisywać przypadkowi. Linie lotnicze, producenci i służby ruchu podjęły wiele wysiłków, aby nie powtórzyły się „rekordy” poprzedniego roku. Tak np. po katastrofie japońskiego B-747 w sierpniu 1985 r., po tym, kiedy inne samoloty tego typu np. gubiły fragmenty klap, przejrzano wszystkie B-747 poszukując ewentualnych pęknięć konstrukcji. Starannie sprawdzono setki samolotów, co nie pozostało bez wpływu na poziom bezpieczeństwa w 1986 r.

Struktura wypadków

Tabl. 3, dotycząca tylko przewozów pasażerskich, potwierdza pogląd, że duże linie lotnicze mają mniej wypadków mimo ogromnej liczby lotów, ale ponieważ eksploatują większość dużych samolotów, ich udział (biorąc pod uwagę liczbę ofiar) jest bardzo wysoki (ponad 71%). Podobnie statystyka potwierdza, że największe zagrożenie występuje w fazie lądowania i zbliżania (tabl. 4).

Analiza wyników pomiarów osiąggów samolotu śmigłowego

Część II — Osiągi w locie

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

Obliczenie współczynników

C_z i C_x dla każdego punktu oblicza się wg elementarnych wzorów:

$$C_z = \frac{Q}{1/2 \rho V^2 S}$$
$$C_x = \frac{N_r - N_w}{1/2 \rho V^2 S V}$$

przy czym N_r i N_w oznaczają odpowiednio moc rozprządzalną (iloczyn mocy silnika przez sprawność śmigła, dla silnika turbiny należy dodać iloczyn ciągu dodatkowego oraz prędkości rzeczywistej) oraz moc zużywaną na wznoszenie, będącą iloczynem ciężaru samolotu i jego prędkości wznoszenia w trakcie danego pomiaru.

Powstaje tu oczywiście pytanie, czy metoda mocy nie daje zbyt dużych niedokładności. Jeśli jednak chodzi o samoloty cywilne, które ze względu na ekonomikę odznaczają się stosunkowo dużym obciążeniem mocy, to wznoszenie (zwłaszcza w tych stanach lotu, w których jest potrzebna wysoka dokładność, tzn. w pobliżu minimum wymaganego przez przepisy) jest na tyle nieduże, że błąd związany z wykorzystaniem metody mocy można pominąć.

Należy tu jednak wspomnieć o konieczności dokładnego uwzględnienia nawet z pozoru drobnych zmian poszczególnych parametrów, jak np. masy czy nastaw silnika. Błąd masy nawet ok. 10 kg lub obrotów silnika ok. 15÷20 obr./min powoduje zauważalne niepotrzebne powiększenie rozrzutu punktów na charakterystyce C_x , C_z . Dlatego niezbędne jest prowadzenie w trakcie pomiarów zapisu czasu i ewentualnie wskazań paliwomierza przed i po serii wznoszeń, a następnie uwzględnienie wpływu zużycia paliwa na masę w trakcie każdego pomiaru.

Jak już wspomniano, jeżeli jest dostatecznie dużo punktów z jednego pomiaru (tzn. dla jednej wysokości i tych samych nastaw mocy i warunków atmosferycznych), to należy określić biegunową dla danej wysokości, a następnie porównać z analogicznymi biegunowymi z innych pomiarów i sprawdzić czy nie występują błędy systematyczne.

Obliczenie biegunowej aproksymowanej

Jak wspomniano wyżej, z dostateczną do celów praktycznych dokładnością charakterystyka aerodynamiczna samolotu może być przedstawiona w postaci zależności:

$$C_x = A \cdot C_z^2 + B \cdot C_z + C$$

przy czym A , B i C wyznacza się z warunku minimum sumy kwadratów błędów. Jako rezultat nieskomplikowanych — choć nieco żmudnych — przekształceń otrzymuje się układ równań:

$$\begin{bmatrix} \sum C_z^4 & \sum C_z^3 & \sum C_z^2 \\ \sum C_z^3 & \sum C_z^2 & \sum C_z \\ \sum C_z^2 & \sum C_z & n \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} A \\ B \\ C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum C_z^2 C_x \\ \sum C_z C_x \\ \sum C_x \end{bmatrix}$$

przy czym $\sum C_z$ (w odpowiednich potęgach) są obliczane dla wszystkich punktów pomiarowych. Rozwiązanie tego układu daje współczynniki A , B , C biegunowej, którą nazywa się niekiedy trójparametrową.

Dodatkowo — dla orientacji i do celów porównawczych — warto obliczyć współczynniki dla biegunowej tzw. dwuparametrowej, określonej zależnością:

$$C_x = A_1 \cdot C_z^2 + B_1$$

Zaletą jej jest pogładowość. A_1 i B_1 mogą być obliczone przez rozwiązanie układu równań liniowych, który uzyskuje się z układu obliczonego dla biegunowej trójpara-

metrowej przez eliminację wyrazów pochodzących od C_z w pierwszej potędze. Układ ten ma postać:

$$\begin{bmatrix} \sum C_z^4 & \sum C_z^3 \\ \sum C_z^3 & \sum C_z^2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} A_1 \\ B_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum C_z^2 C_x \\ \sum C_x \end{bmatrix}$$

Wydaje się celowe przypomnienie, że (jak to bywa w przypadku układów równań liniowych tworzonych podczas aproksymacji funkcji wielomianem metodą minimum sumy kwadratów błędów) nie każda metoda rozwiązywania zapewnia właściwą dokładność. Należy wziąć to pod uwagę przy opracowaniu programu i wyborze maszyny liczącej. Dobrze jest też sprawdzić dokładność rozwiązywania równań, co można połączyć z obliczeniem rozrzutu punktów pomiarowych (względem biegunowej aproksymującej).

Analiza rozrzutu wyników

W tej fazie analizy należy sprawdzić rozrzut punktów dla poszczególnych wysokości (w stosunku do biegunowej aproksymowanej):

$$\Delta C_x = \frac{C_x \text{ pom} - C_{x a}}{C_{x a}}$$

oraz odchylenie standardowe tej różnicy dla całego zbioru punktów. Przez $C_{x \text{ pom}}$ oznaczono wartość C_x uzyskaną z analizy pomiaru wznoszenia, zaś przez $C_{x a}$ — wartość obliczaną dla odpowiadającej wartości C_z z biegunowej aproksymowanej. Dla dobrej staranności pomiarów wznoszenia oraz małej turbulencji, wartość δ_{C_x} wynosi 0,01 do 0,015, zaś dla tzw. „przeciętnych warunków” ok. 0,02 do 0,03 (jest to względna dokładność współczynnika oporu, czyli dla $C_x \approx 0,15$ błąd bezwzględny wynosi 0,0015 do 0,0045).

Oprócz rozrzutu „ogólnego” spowodowanego wymienionymi przyczynami, występuje niekiedy błąd przypadkowy, dotyczący pojedynczego punktu, spowodowany np. błędem w odczytaniu lub zapisaniu czasu ze stopera. Taką punkt pod względem odchylenia rażąco odbiega od całego zbioru punktów i w praktyce bywa odrzucany. Decyzje na ten temat powinny być jednak podejmowane z należytą ostrożnością — wszak wiele wyników, które stały się podstawą ważnych odkryć naukowych, uważano początkowo za błędne.

Pewną pomocą może być tu kryterium podane w [5]. Przy założeniu, że rozkład błędów jest rozkładem normalnym, można obliczyć odchylenie standardowe σ_{n-1} , a następnie określić prawdopodobieństwo wystąpienia wyników, które są tak oddalone od średniej. Obliczając iloczyn tego prawdopodobieństwa przez liczbę pomiarów, otrzymuje się spodziewaną liczbę wyników o tak dużym odchyleniu. Jeżeli liczba ta jest mniejsza od 0,5, to — wg kryterium — kwestionowany wynik należy odrzucić.

Warto tu jednak dodać, że punkty można odrzucić tylko przy analizie poszczególnego lotu, bowiem duże nawet odchylenia punktów odpowiadających różnym lotom (czyli różnym nastawom mocy albo warunkom atmosferycznym) mogą być wywołane przyjęciem błędnych danych dotyczących poszczególnych parametrów w trakcie pomiaru i powinny stać się podstawą weryfikacji założeń pomiarów, nie zaś eliminacji punktów.

W przypadku stwierdzenia zbyt dużego rozrzutu punktów z danego pomiaru (przy czym ocena, co jest „zbyt duże” należy do prowadzącego analizę pomiarów i powinna opierać się raczej na porównaniu z innymi wynikami dla tego samego samolotu niż na bezwzględnej wartości rozrzutu) najbardziej racjonalnym wyjściem jest powtórzenie pomiaru, bowiem wykorzystywanie „niepewnych” wyników prowadzi do istotnego obniżenia dokładności otrzymanej charakterystyki samolotu.

Redukcja wyników

Gdy są znane współczynniki biegunowej trójparametrowej, jest możliwe obliczenie wznoszenia samolotu dla dowolnych warunków (wysokości, temperatury, nastaw silnika). Jednak dla sprawdzenia zarówno pomiarów, jak i obliczeń celowe wydaje się — dla każdego zakresu pomiarowego (wysokości, temperatury, nastaw) — obliczenie wznoszenia samolotu w warunkach „pomiarowych”, tzn. dla identycznych temperatur, nastaw mocy i prędkości lotu jak w rzeczywistym pomiarze, a także dla identycznej masy samolotu. Wznoszenie to — obliczone dla wartości $C_{x\alpha}$, czyli z biegunowej trójparametrowej — będzie się różniło od wznoszenia zmierzonych dla tegoż punktu z tym, że różnica będzie miarą rozrzutu punktów pomiarowych.

Jeżeli przyjąć, że biegunowa samolotu ma przebieg „płynny”, czyli że pomiędzy sąsiadującymi punktami nie ma przypadkowo rozłożonych różnic współczynnika oporu, to różnicę pomiędzy wznoszeniem pomierzonym a obliczonym należy uznać za niedokładność pomiaru (przy założeniu, że liczba punktów pomiarowych jest duża, a zatem są one „gęsto” rozmieszczone na biegunowej).

Dla uniknięcia niedopowiedzeń trzeba stwierdzić, że te różnice wznoszenia tylko wtedy reprezentują wyłącznie rozrzut pomiarów, gdy każdej parze wartości C_x (czyli $C_{x\alpha}$ i $C_{x\text{pom}}$) i przypisaney im wartości C_z odpowiada ten sam zestaw rzeczywistych parametrów atmosferycznych, nastawy silnika i masa samolotu.

Natomiast aby można było narysować krzywą wznoszenia w funkcji prędkości lotu dla danych warunków pomiarowych, trzeba wyeliminować wpływ różnic parametrów pomiędzy poszczególnymi punktami, sprowadzając wszystkie wyniki do jednej masy, jednej temperatury otoczenia i identycznych warunków pracy silnika — nie sposób łączyć ze sobą na wykresie wartości wznoszenia, z których każda odpowiada „trochę” innym warunkom lotu.

Praktycznie najwygodniej jest wybrać do redukcji (dla warunków rzeczywistych) te warunki, przy których wykonano pomiary dla największej liczby punktów, oraz średnią masę w danej serii pomiarów. Ten etap — redukcja do jednakowych warunków rzeczywistych — służy jednak głównie do celów poglądowych i niekiedy może być pominięty.

Jako reprezentację wyników pomiarów wznoszenia na danej wysokości zazwyczaj traktuje się charakterystykę wznoszenia w funkcji prędkości na tej wysokości w atmosferze wzorcowej oraz przy wybranej masie samolotu i nastawach silnika. Warto tu dodać, że w wyniku błędów wskazań np. obrotomierza może zdarzyć się, że pomiary zostały wykonane nie przy zadanych np. 2400 obr/min, ale przy 2380 obr/min, a zatem i ciśnienie ładowania — odpowiadające pełnemu otwarciu przepustnicy — było nieco inne. Przy obliczeniu zaś charakterystyki „zredukowanej” należy obliczyć wznoszenie dla parametrów ściśle odpowiadających ustalonym warunkom. Oczywiście te różnice pomiędzy wartościami wznoszenia uzyskanymi z pomiaru a wartościami dla warunków zredukowanych będą nieco większe niż te, które wynikały tylko z rozrzutu pomiarów.

Dla celów poglądowych można także i na tym wykresie nanieść wznoszenia obliczone dla współczynników oporu $C_{x\text{pom}}$ i obliczyć Δw — różnicę wznoszenia dla każdego z punktów, a następnie także odchylenie standardowe tej wielkości. Uzyskana wielkość (np. 0,12 m/s) jest bardziej poglądową miarą uzyskanej dokładności pomiarów niż wartość względnej odchyłki współczynnika oporu. Taką właśnie charakterystykę pokazano na rys. 3. Grupowanie się punktów w pobliżu pewnych wartości prędkości wynika stąd, że pomiary prowadzono przy pewnych ustalonych wartościach prędkości wskazywanej i wykonywano cztery serie pomiarów (w dwóch lotach), a podczas tych lotów masa samolotu i warunki meteorologiczne nieco zmieniały się.

Wydaje się konieczne omówienie pewnych założeń co do metody. Opisana powyżej redukcja wyników obejmowała kolejno:

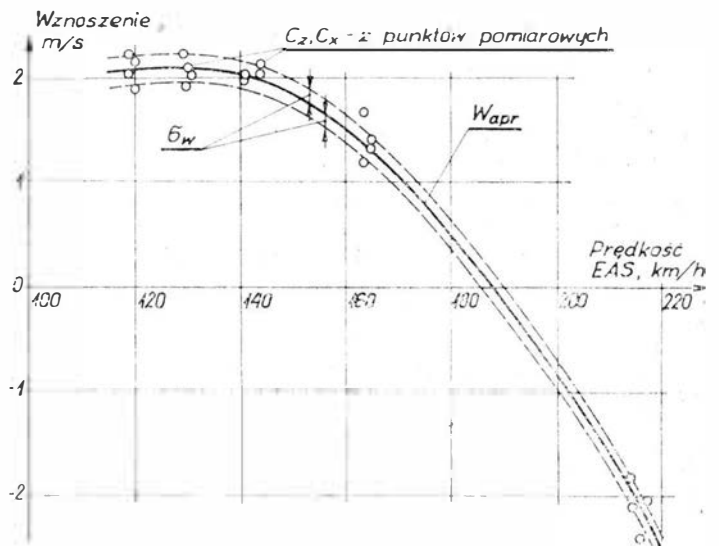
- obliczenie wartości C_z , C_x dla poszczególnych punktów,
- obliczenie biegunowej trójparametrowej,
- obliczenie dla każdej wartości C_z — wartości $C_{x\alpha}$ (czyli C_x z biegunowej trójparametrowej),
- obliczenie wznoszenia dla tych samych wartości C_z i dla wartości $C_{x\text{pom}}$ (wznoszenie „pomiarowe” dla danych warunków) oraz $C_{x\alpha}$ ($C_{x\alpha} = AC_z^2 + BC_z + C$).

Ten ostatni krok był rezultatem pewnego wyboru — można bowiem dokonywać redukcji dla stałego C_z , ale także i dla stałej prędkości EAS albo TAS. O tym wy-

borze w danym przypadku przesądziły pewne względy praktyczne i teoretyczne. Należy tu wymienić m.in. łatwość bezpośredniego wykorzystania wyników $C_{x\text{pom}}$ do obliczenia wznoszenia dla zadanego $C_{z\text{pom}}$. Redukcja przy stałej prędkości EAS, a tym bardziej TAS wymagałaby bowiem określenia przebiegu zmiany C_x ze zmianą C_z . Znane metody redukcji wymagają założenia co do wydłużenia samolotu, przy czym założenia te nie byłyby oparte bezpośrednio na pomiarze.

Natomiast przyjęta redukcja przy stałym C_z nie wymaga żadnych założeń co do zmiany C_x . Pozostaje oczywiście konieczność uwzględnienia zmiany sprawności śmigła związanej ze zmianą prędkości TAS, a nawet EAS, wynikającej z redukcji temperatury i masy, a także mocy silnika, ale wpływ tych czynników na sprawność śmigła jest znacznie mniejszy niż na C_x przy zmianie C_z , dlatego ewentualne niedokładności popelnione przy uwzględnieniu tego wpływu są znacznie mniej szkodliwe.

Ostatnim etapem obróbki wyników pomiarów na poszczególnych wysokościach i mocach silnika jest porównanie uzyskanych biegunowych i sprawdzenie, czy nie występuje „przesuwanie się” ich wraz ze zmianą mocy czy wysokości.



Rys. 3. Wyniki pomiarów wznoszenia zredukowane do stałego ciśnienia i atmosfery wzorcowej ($H = 700$ m) równej rzeczywistej wysokości barycznej w trakcie pomiaru. Punkty pomiarowe zredukowane przy stałych C_z i C_x .

Ponieważ ostatecznym celem pomiarów jest znalezienie charakterystyki aerodynamicznej samolotu, która mogłaby być wykorzystana do określenia osiągnięć w pełnym zakresie warunków użytkowania — wyniki poszczególnych pomiarów łączy się ze sobą w ten sposób, że oblicza się współczynniki biegunowej trójparametrowej dla całego zbioru dostępnych punktów pomiarowych (oczywiście bez punktów odrzuconych podczas wstępnej analizy).

Następnie trzeba określić odchylenie standardowe wielkości pomiarowych od wielkości aproksymowanych (dla wszystkich punktów pomiarowych) i porównać je z analogiczną wielkością obliczoną dla każdej grupy punktów z osobna. Przy poprawnych danych wyjściowych i dobrym wykonaniu pomiarów wartość odchylenia standardowego dla całego zbioru punktów nie powinna być (w istotny sposób) większa od wartości odchylenia dla grup punktów. Można spodziewać się, że będzie ona nawet mniejsza od wartości dla najbardziej „zaburzonych” pomiarów. Jeżeli jest inaczej, należy sprawdzić możliwe źródła błędów systematycznych.

*
* * *

Charakterystyka aerodynamiczna samolotu uzyskana w wyniku opisanych pomiarów i analizy ich wyników pozwala na obliczenie (z dużą dokładnością, określoną ilościowo) osiągnięć dla różnych nastaw silnika, masy samolotu i warunków atmosferycznych. W ten sposób zostaje osiągnięty

cd. na s. 10

Benzyna samochodowa Super stosowana do napędu samolotów jednosilnikowych

W porozumieniu z Narodową Federacją Lotnictwa (Fédération Nationale d'Aviation — FNA), przedsiębiorstwami przemysłu naftowego i administracją państwową — francuskie Stowarzyszenie Inżynierów Samochodowych (Société des ingénieurs de l'automobile — SIA) wydało 19 maja 1987 r. nowe zezwolenie i zasady użytkowania benzyny samochodowej Super do napędu samolotów jednosilnikowych. Ograniczenie stanowi moc silnika — do 132,4 kW (180 KM) i stopień sprężania — do 8,7. Jest to niejako rozszerzenie podobnego zezwolenia ze stycznia 1984 r., które wydano dla jednosilnikowych samolotów z silnikami o mocy do 73,5 kW (100 KM). W aneksie do nowego zezwolenia wymienia się 399 typów samolotów, których ono dotyczy. Szacuje się, że we Francji jest ok. 4500 samolotów, które podlegają temu zezwoleniu.

Posunięciu temu przyswiecał cel przede wszystkim ekonomiczny, t.j. oszczędność zużycia wysokooktanowych paliw w niektórych przypadkach, np. (co się podkreśla) podczas holowania szybowców. Zezwoleniu towarzyszy jednak wiele ograniczeń, zakazów i aneksów do niektórych procedur — podyktowanych potencjalnym zagrożeniem, wynikającym z charakterystyki samej benzyny Super oraz warunków jej transportu i magazynowania. Benzyna samochodowa Super różni się bowiem od lotniczej 100 LL (używanej we Francji powszechnie w lotnictwie użytku ogólnego) pod względem liczby oktanowej, lotności, właściwości zapachowych, zawartości chloru, bromu, gumy i in.

Podstawowe zastrzeżenia są następujące:

— może być używana tylko benzyna samochodowa Super, której liczba oktanowa odpowiada liczbie oktanowej benzyny lotniczej Avgas 80/87, co stwierdza się w wyniku pomiaru tą samą metodą, którą mierzy się liczbę oktanową benzyny Avgas 80/87.

— benzyna samochodowa Super nie może być stosowana do napędu samolotów w przedsiębiorstwach transportu lotniczego,

— zastosowanie benzyny samochodowej Super do napędu samolotów ogranicza się do lotów w warunkach VFR (z wyłączeniem lotów VFR nocnych) i do lotów nieakro-

bacyjnych, dopuszczając: wszystkie ruchy samolotów właściwe dla lotu normalnego, przeciągnięcie (z wyłączeniem przeciągnięcia dynamicznego) oraz świecę i ciasne zakrety, jednak kąt przechylenia podczas nich nie może przekraczać 60°.

Obowiązkowe środki ostrożności:

— przegląd przed lotem, ze szczególnym uwzględnieniem sprawdzenia odpowietrzenia zbiorników paliwa,

— próba podgrzewania silnika (warunków termicznych jego pracy),

— sprawdzenie parametrów przy pełnej mocy startowej — po uruchomieniu silnika po długiej przerwie, gdy panuje stosunkowo wysoka temperatura otoczenia (latem),

— wyregulowanie wzbogacenia mieszanki, w celu zapobieżenia zbyt niemu nagraniu głowic,

— wzmocniona kontrola stanu przewodów i połączeń niemiumowych.

Ostrzega się przed:

— powstawaniem „korków parowych” w przewodach, po podgrzaniu (naturalnym) paliwa w zbiornikach,

— zagrożeniem oblodzenia, w większym stopniu niż w przypadku benzyny 100 LL.

Wymagania odnośnie do jakości użytkowanego paliwa są następujące:

— należy używać tylko paliwa świeżo uzyskanego i upewnić się o czystości cystern transportowych i magazynowych, jak również o stanie filtra pompy,

— należy unikać długotrwałego przechowywania paliwa w zbiornikach samolotów i regularnie sprawdzać zawartość wody.

Polecono też wprowadzić, odpowiednie dla każdego samolotu, poprawki do instrukcji pilotażu, książki silnika i wykazu czynności kontrolnych (checklisty).

W opinii prasy fachowej, ograniczenia i zastrzeżenia stanowią obronę przemysłu naftowego przed odpowiedzialnością w razie ewentualnych nieszczęśliwych następstw użytkowania benzyny samochodowej Super w lotnictwie użytku ogólnego.

Na podstawie *Air et Cosmos* nr 1151/78 oprac. P. G.

Nowe magnetyczne urządzenie Multi-Mag do badań nieniszczących

Brytyjska firma Ardrex Ltd., specjalizująca się w projektowaniu i produkcji urządzeń i chemikaliów do obróbki powierzchniowej oraz do penetracyjnej i magnetycznej defektoskopii, opracowała urządzenie nazwane Multi-Mag i oparte na procesie MPI (Magnetic Particle Inspection). Urządzenie to rozwiązuje zagadnienie kierunkowego wykrywania pęknięć, zwłaszcza w częściach o skomplikowanych kształtach. Pozwala ono na wytwarzanie niezależnych

od siebie strumieni magnetycznych, o zmiennym natężeniu, w trzech prostopadłych kierunkach. Szybkie sekwencyjne przełączanie obwodów umożliwia wykrywanie pęknięć o dowolnym kierunku w tym samym czasie skracając czas kontroli o jedną trzecią. Urządzenie może być stosowane do automatycznej kontroli takich części, jak np. sworznie.

W.K.

cd. ze s. 9

główny cel pomiarów, który jednak należałoby nazwać raczej „identyfikacją osiągową samolotu” niż „pomiarami osiągow” — jeżeli „pomiar” rozumieć dosłownie.

Należy jednak podkreślić, że w związku z użyciem do obliczania wartości C_p pewnej, określonej wcześniej charakterystyki zespołu napędowego, uzyskana biegunowa trójparametrowa nie może być uważana za bezwzględną charakterystykę samolotu. W przypadku wprowadzenia zmiany śmigła lub silnika, osiągi obliczone dla nowego zespołu napędowego powinny być traktowane jako orientacyjne i konieczne jest ich potwierdzenie w pomiarach w locie.

LITERATURA

1. M. A. TAJC: Teoreticzeskije osnovy metodow opriedielenija w poliotie lotnych charakteristik samolietow. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa, 1983 r.
2. A. M. ZNAMJENSKAJA, P. S. LIMAR, W. P. SZWIEDOW: Informacionno-izmeritelnyje sistemy dla lotnych ispytanij samolietow i wiertolietow. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa, 1984 r.
3. JU. E. MACHONKIN, Z. A. PAWŁOWA, A. I. FALKOW, W. I. KORACZKOW: Awtomatizirowanaja obrabotka riezultatow izmierienij pri lotnych ispytanijach. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa, 1983 r. (rozycie 1, 2, 3 — z cyklu „Sprawoczna biblioteka awiacyjnego inżyniera-ispytateľa”)
4. W. S. WIEDROW, M. A. TAJC: Lotnyje ispytania samolietow. Wyd. Oborongiz, Moskwa, 1951 r.
5. J. R. TAYLOR: An introduction to error analysis. Wyd. Mir, Moskwa, 1985 r. (w tłumaczeniu na jęz. rosyjski).

• USA •

Samolot orbitalny (wraz z zestawem startowym)

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, 3-silnikowy raketowy dolnopłat o układzie delta z pomocniczymi raketami startowymi.

Plat. Obrys trójkątny, skos krawędzi natarcia zmienny wzdłuż rozpiętości: 81° u nasady i 45° przy końcówce, profil NACA 0010, wznios na krawędzi spływu $3^\circ 30'$. Konstrukcja wielodźwigarowa, metalowa, na stałe połączona z kadłubem. Zasadniczą część skrzydła, o skosie krawędzi natarcia 45° , jest 4-dźwigarowa, 11-żebrowa. W skrzydle przy kadłubie znajdują się wnęki podwozia głównego. Nosek skrzydła przekładkowy z wypełniaczem duralowym. Na ostatnim dźwigarze skrzydła są zawieszony 4 segmenty sterolotek. Sterolotki bezszeliniowe — szczelina uszczelniona płytą ze stopu tytanowego. Segmenty sterolotek o konstrukcji metalowej duralowej przekładkowej z wypełniaczem duralowym. Noski segmentów kryte blachą ze stopu tytanowego. Górne pokrycie skrzydła jest mocowane do konstrukcji kadłuba za pomocą sworzni śrubowych. Maks. grubość skrzydła wynosi 1,52 m. Cała konstrukcja skrzydła jest pokryta płytami ochrony cieplnej. Wyjątkiem są jedynie: płyta osłaniająca szczelinę sterolotek i noski sterolotek.

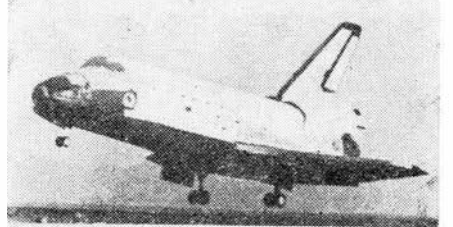
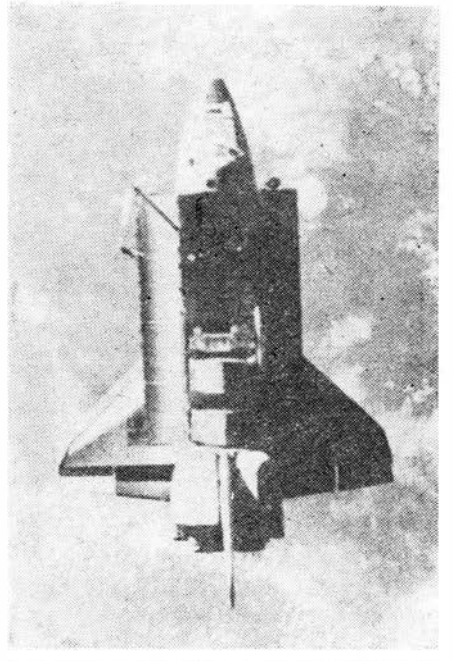
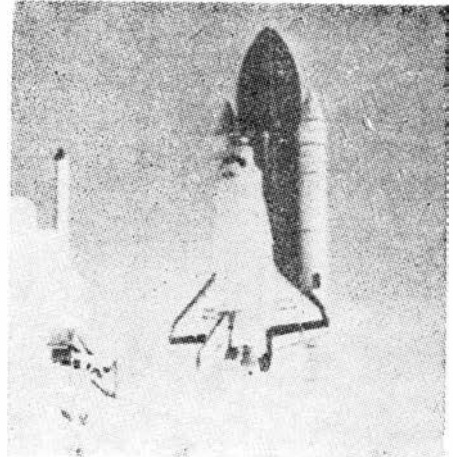
Kadłub. Klasyczna konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, duralowa. Kadłub jest podzielony na 3 podstawowe moduły. Przedni moduł mieści wnękę podwozia przedniego, nad którą znajdują się przedni zespół silników sterujących, 3 bloki elektroniki pokładowej i kabinę załogi, rozmieszczoną na dwóch poziomach (górną — sterownia, dolną — część wyposażonego-gospodarza). Kabina załogi stanowi szczelną, całkowicie izolowaną moduł wkomponowany w przednią część kadłuba. Wejście do kabiny jest umieszczone z lewej strony kadłuba. Drugie wejście jest umieszczone w tylnej ścianie modułu kabiny i służy do komunikacji z ładownią; jest przystosowane do przyłączenia modułów do służowania bądź łączników z przewożonym w ładowni modułem załogowego laboratorium orbitalnego. Oszklenie kabiny składa się z 6 okien przednich i bocznych oraz 2 mniejszych okien górnych i 2 tylnych do obserwacji wnętrza ładowni. Małe okienko znajduje się również w pokrywie głównych drzwi wejściowych. Szyby okien są wykonane ze specjalnego szkła glinowo-krzemowego, wielowarstwowe z międzywarstwą odbijającą nadmiar promieniowania podczerwonego. Producentem przedniej części kadłuba jest Rockwell International (Space Division). Konstrukcja środkowej części kadłuba całkowicie metalowa, półskorupowa o przekroju w kształcie litery U. Dolna część konstrukcji środkowej części kadłuba jest przedłużeniem struktury skrzydła — jej poprzeczne dźwigary są połączone z dźwigarami skrzydeł. Cała długość wnętrza środkowej części kadłuba zajmuje ładownia, zamykana od góry pokrywaną dzielonymi w płaszczyźnie symetrii płatowca. Konstrukcja pokrywy ładowni przekładkowa wykonana z kompozytu węglowo-epoksydowego z wypełniaczem Nomex. Na ich wewnętrznych powierzchniach, tuż za przednią częścią kadłuba, są umieszczone chłodnice instalacji klimatyzacyjnej, rezerwa miejsca na pokrywach umożliwia zamontowanie dodatkowych chłodnic. Wnętrze ładowni nie jest szczelne. Pokrywy ładowni są umocowane na swej tylnej krawędzi na przegubach umożliwiających obrót wokół jednej osi, przednia krawędź jest zawieszona na przegubach kulowych z możliwością przemieszczeń osiowych w celu uniknięcia skutków odkształceń kadłuba. Wnętrze ładowni, w jej tylnej części, na lewej ścianie jest umieszczony przegubowy dźwignik-manipulator. Producentem środkowej części kadłuba jest koncern General Dynamics, a pokryw — Rockwell Inter-

national (Tulsa Div.). Tylne części kadłuba stanowi osłonięte łożo zespołu napędowego. W jej górnej części, po obu stronach usterzenia pionowego, znajdują się 2 zespoły silników sterujących OMS wraz ze zbiornikami paliwa oraz zespoły silników stabilizujących RCS. Na dole tylnej części kadłuba, pod dyszami silników głównych, znajduje się klapa podkadłubowa, która we współdziałaniu z rozkładanym sterem kierunku może stanowić również hamulec aerodynamiczny. Konstrukcja klapy metalowa. Producentem tylnej części kadłuba jest Rockwell International (Space Div.).

Usterzenie. Tylko pionowe, o obrysie trapezowym i skosie 45° . Konstrukcja statecznika wielodźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Profil statecznika symetryczny, klinowy. Ster kierunku składa się z 2 symetrycznych segmentów, które mogą być wychylane wspólnie w jedną stronę (sterowanie lotem przy małej prędkości), symetrycznie (hamowanie aerodynamiczne) lub asymetrycznie (hamowanie aerodynamiczne i sterowanie lotem); hamujące działanie segmentów steru kierunku może być skorelowane z wychyleniem klapy podkadłubowej. Ster kierunku pełni funkcję hamulca aerodynamicznego w zakresie prędkości od $M = 10$ do $M = 5$, przy prędkościach niższych pełni obie swe funkcje równocześnie lub wyłącznie funkcję steru. Producentem usterzenia pionowego jest Fairchild-Republic.

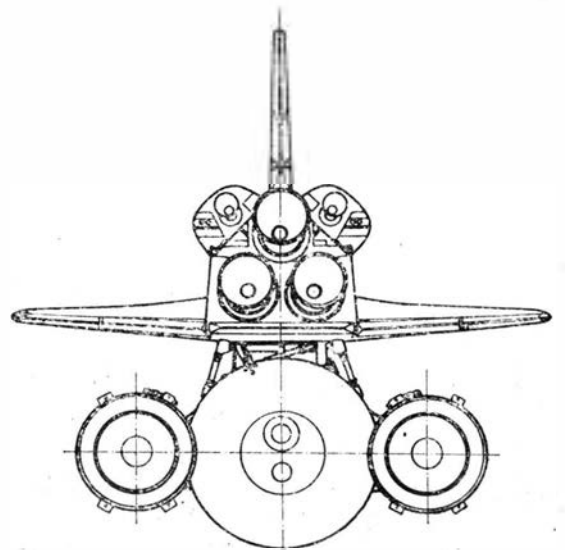
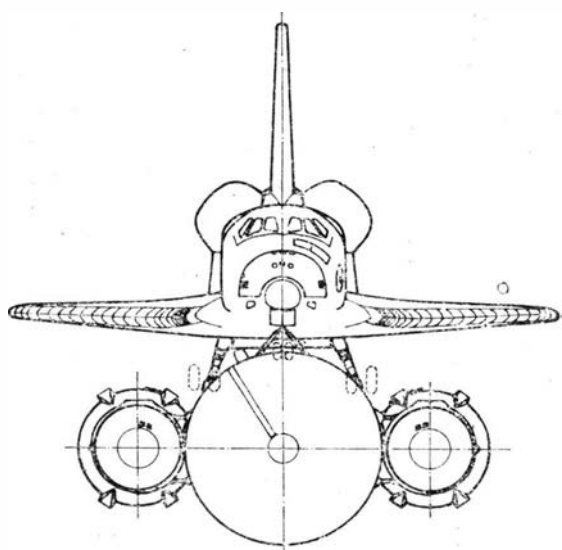
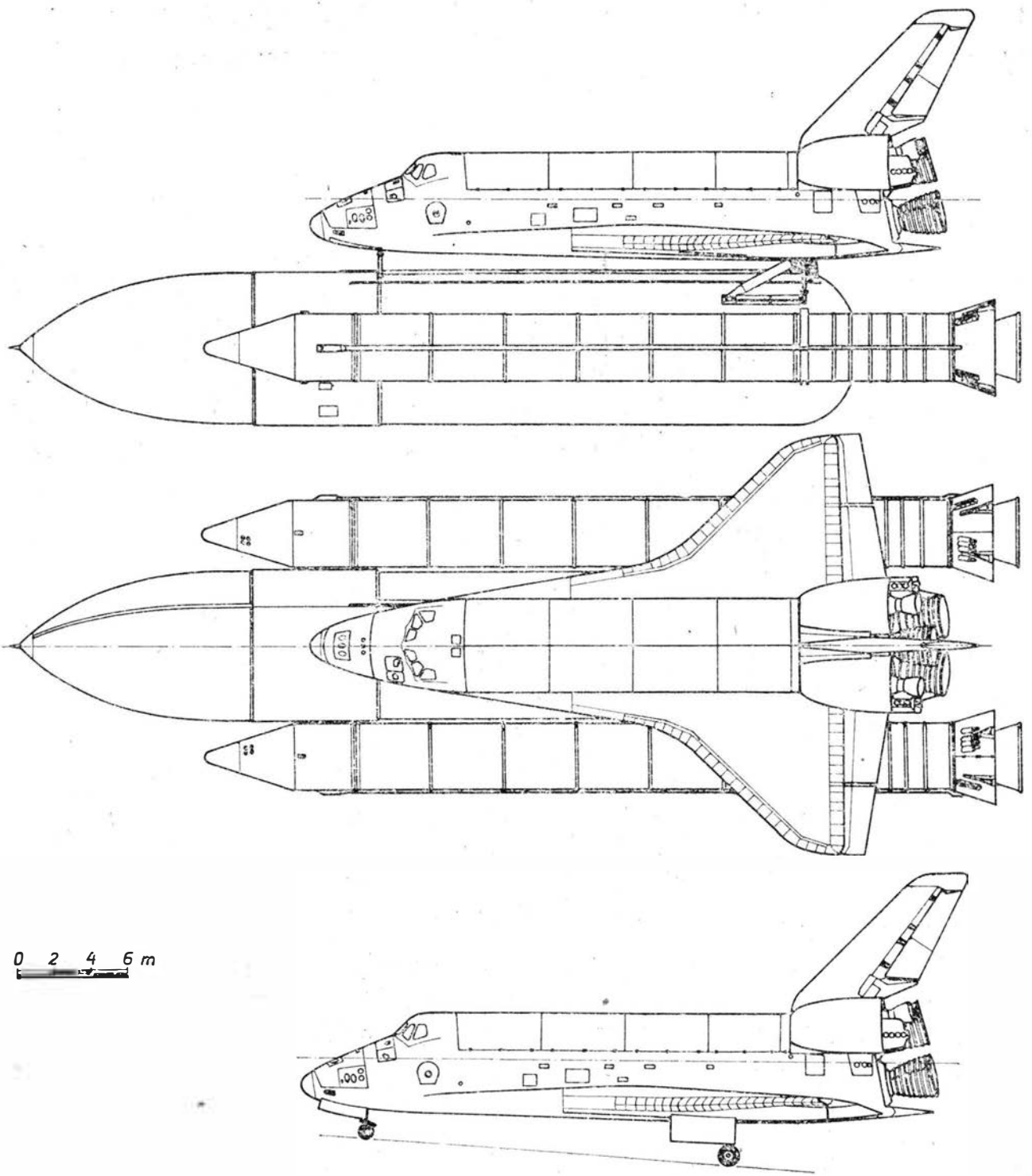
Sterowanie. Dwa systemy sterowania: aerodynamiczny (używany podczas lotu w atmosferze) i raketowy (używany w locie poza atmosferą). Podczas lotu w atmosferze do sterowania są używane konwencjonalne powierzchnie sterowe (sterolotki, ster-hamulec, klapa podkadłubowa) wychylane hydraulicznie; instalacja sterownicza jest wieloobwodowa. Do sterowania w locie poza atmosferą służą 3 zespoły silników sterujących o odpowiednio skierowanych dyszach. Przedni zespół sterujący RCS składa się z 14 silników raketowych Marquardt R-40A o ciągu 3870 daN każdy i 2 wychyłnych silniczków pomocniczych Marquardt R-1E o ciągu 100 daN. Trzy silniki R-40A mają dysze skierowane do góry, trzy dalsze — do przodu, dwie pary — na boki i dwie ostatnie pary — skośnie do dołu; silniczki R-1E są zasadniczo skierowane do dołu, lecz mogą być wychylane w niewielkim zakresie kątów. Przedni zespół RCS jest umocowany na specjalnej ramie przed kabina załogi w przedniej części kadłuba, do tej samej ramy są umocowane zbiorniki paliwa i tlenu dla silników sterujących zespołu oraz zbiornik helu. Tylne zespoły sterujące RCS są zblokowane z silnikami stabilizacyjnymi OMS i umieszczone razem z nimi oraz ze zbiornikami paliwa, tlenu i helu w modułach usytuowanych na tylnej części kadłuba z obu stron statecznika. Moduły są pokryte osłonami z kompozytu. Zespoły silników RCS są wysunięte spod osłon. Każdy z nich składa się z 12 silników Marquardt R-40A i 2 wychyłnych silników Marquardt R-1E. Trzy silniki R-40A są skierowane ku górze, dwa ku tyłowi, cztery w bok na zewnątrz i trzy skośnie w dół; podobnie jak ruchome silniczki korekcyjne R-1E. Zblokowane z układem RCS silniki układu stabilizacyjnego OMS są pojedynczo umieszczone w modułach po obu stronach usterzenia pionowego. Są to silniki Aerojet OMS o ciągu 26 700 daN. Układ OMS służy do stabilizacji całego zespołu podczas startu i wznoszenia pionowego w atmosferze. Paliwem dla silników układów RCS i OMS jest monometylohydrazyna, utleniaczem — tlenek azotu.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki kadłubowej (przednie) i wnęk skrzydłowych (główne). Wszystkie gołenie podwozi są teleskopowe, z kołami bliźniaczymi. Amortyzacja olejowo-gazowa, czynnik ciekły i gazowy w amortyzatorze oddzielone membraną w celu



uniknięcia ich mieszania w stanie nieważkości. Wypuszczanie podwozia grawitacyjne, wypuszczanie przedniego podwozia może być wspomaganie małym ładunkiem pirotechnicznym. Wymiary ogumienia: przednie — $0,81 \times 0,22$ m, główne — $1,13 \times 0,40$ — $0,53$ m. Ciśnienie w ogumieniu: przednie — 2,0 MPa, główne — 1,8 MPa. Nośność kół: przednie — 10 750 kg, główne — po 22 300 kg. Każde koło jest wyposażone w samodzielny system hamulcowy z urządzeniem przeciwblokadowym. Żywotność ogumienia wynosi 5 ładowań.

Zespół napędowy. Główny zespół napędowy składa się z 3 silników raketowych Rocketdyne SSME o ciągu 166 800



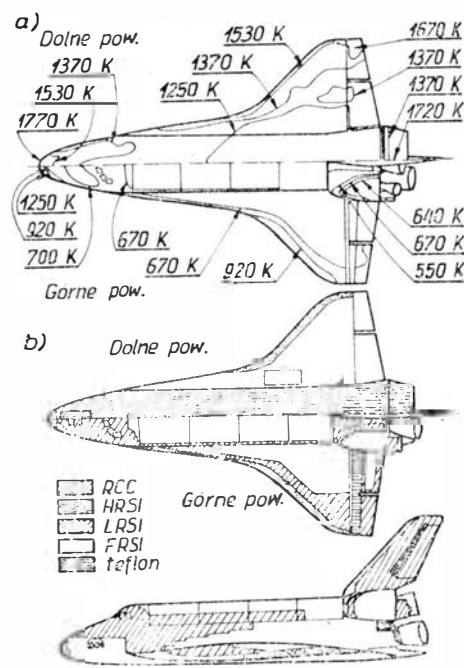
daN każdy przy powierzchni ziemi oraz 227 700 daN w próżni kosmicznej. Zużycie paliwa z utleniaczem (ciekłego wodoru LH_2 i ciekłego tlenu LOX) wynosi 467 kg/s, czas pracy w normalnych warunkach startowych — 520 s, całkowita żywotność — 8 h (co odpowiada 55 startom i lądowaniom). Silniki SSME są umieszczone na dwudzielnym łożu stanowiącym integralną część tylnego modułu kadłuba. Pomocniczy zespół napędowy składa się z 2 rakiet na paliwo stałe Thiokol SRB o ciągu 1 467 800 daN w czasie pierwszych 20 s pracy, zmniejszającym się następnie do 1 192 000 daN, a później, po 50 s pracy — do 927 000 daN. Do oddzielenia rakiety SRB są używane małe silniczki rakietowe na paliwo stałe o ciągu 8900 daN. Zużyte rakiety SRB opadają na spadochronach i mogą być powtórnie wykorzystane po napełnieniu paliwem, składającym się z tlenku polibutadienowo-akrylowego, chloranu amonu i pyłu aluminiowego.

Instalacje. Paliwowa — główny zewnętrzny zbiornik paliwowy, mieszczący 530 000 l ciekłego tlenu i 1 438 000 l ciekłego wodoru; zespoły RCS i OMS mają własne zbiorniki paliwa i utleniacza. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa; trójobwodowa, pompy napędzane turbinami spalinyowymi (każda o mocy 100 kW), wydatek płynu hydraulicznego 4 l/s; służą do wychylania powierzchni sterowych, ruchomych dysz silników korekcyjnych, otwierania zamków podwozia, chowania podwozia i hamowania kół; podczas lotu orbitalnego instalacja praktycznie nie działa, jej zbiorniki są podgrzewane freonem z instalacji klimatyzacyjnej, by nie doszło do zamarznięcia płynu hydraulicznego. Energetyczna — 3 ogniwa paliwowe spalające wodór i tlen, każde zasila jeden z niezależnych obwodów instalacji elektrycznej; przy minimalnym zapotrzebowaniu energetycznym jedno z ogniw jest wyłączane (można je natychmiast ponownie włączyć); min. dopuszczalna temp. ogniw — 278 K, a czas dojścia do pełnej wydajności — 15 min, żywotność ogniw — 5000 h; zapas paliwa do ogniw jest przechowywany w zbiornikach-termostach znajdujących się na podłodze ładowni; napięcie podawane do sieci wynosi 27,5–32,5 V, moc ogniw trwała — 14 kW, maks. chwilowa — 24 kW, obciążenie energetyczne trwałe — 1530 kWh, rezerwa energetyczna — 264 kWh, zapas paliwa ogniw paliwowych: wodór — 84 kg, tlen — 708 kg. Klimatyzacyjna — w całości (oprócz chłodnic) umieszczona pod podłogą kabiny załogi; z łatwym dostępem podczas lotu; utrzymuje właściwy skład i temp. atmosfery w przedziale załogowym, pobierając tlen ze zbiorników paliwowych i azot z butli w kabine. Gdzie znajdują się również awaryjne rezerwowe butle z tlenem; jej zadaniem jest także chłodzenie zespołów awioniki pokładowej i zespołów instalacji energetycznej w przedziale załogowym; chłodnice instalacji o łącznej powierzchni 113 m² są umieszczone na wewnętrznej powierzchni pokrywy ładowni — gdy pokrywa się zamknie, freon jest chłodzony w pakuwniku wodnym; wnętrze ładowni nie jest napełnione lotu klimatyzowane, wypełnia się je jednak przed startem czystym azotem — przed tankowaniem zbiorników członu ET.

Wyposażenie. System łączności — działa w pasmie S i K_u (ok. 2 GHz), może współpracować nie tylko z siecią stacji naziemnych, lecz i z satelitami telekomunikacyjnymi, przesyła informacje na foni, obrazy telewizyjne i informacje zakodowane cyfrowo. Do komunikacji orbitujących kosmonautów z kabiną — system na pasmo P (UHF). System nawigacyjno-sterujący składa się z 5 komputerów sterowania lotem IBM Advanced System/4 Model AP-101 (każdy ma pamięć 64 Ksłów o długości 32 bity i 2 wewnętrzne pamięci magnetyczne o poj. do 132 bity), jeden z komputerów jest rezerwowym, 4 pozostałe pracują ciągle synchronizując automatycznie swa prace (500 ekw. synchronizacji na 1 s). Jeśli jeden z nich spóźni się z synchronizacją dłużej niż 4 ms, jest wyłączany, a jego funkcje przejmują komputer rezerwowym po awarii drugiego, zadając równocześnie jak najwyższe lądowania. Programy są nagrane na taśmie magnetycznej i wybierane za pomocą klawiatury, dane i wyniki dla załogi są wyświetlane na ekranach katodowych. Komputery analizują stale dane nadechodzące z 3 platform bezwładnościowych Singer-Kearfott KT-70/SKN 2600 i 3 platform giroskopowych Northrop oraz 3 zestawy przyspieszeniometry Bendix. Do pilotażu i nawigacji w locie atmosferycznym służą 3 sztuczne horyzonty Lear Siegler, 2 radiowysokościomierze pracujące w paśmie C (Honeywell), 2 wysokościomierze

barometryczne Sperry i 2 radary nawigacyjne Sperry, ponadto w skład wyposażenia nawigacyjnego wchodzi 3 zestawy TACAN i potrójny mikrofalowy system kontroli podejścia MLS. Do kontroli zbliżenia i zetknięcia z innymi obiektami w przestrzeni kosmicznej służy specjalny radar o zasięgu obserwacji 560 km. Istnieje w każdej chwili możliwość wyłączenia sterowania automatycznego i przejścia na sterowanie ręczne.

Ochrona cieplna konstrukcji. Na częściach narażonych na działanie najwyższej temp. (1600–1800 K) pokrycie zabezpieczające w postaci płytek RCC (Reinforced Carbon-Carbon) z włókien węglowych w węglowej matrycy o powierzchni dodatkowo pokrytej węglikiem krzemu. Powierzchnie narażone na działanie temp. 1000–1600 K pokryte płytkami z materiału ceramicznego HRSI (High-temperature Reusable Surface Insulation). Powierzchnie narażone na działanie temp. 700–1000 K pokryte płytkami z tworzywa ceramicznego LRSI (Low-temperature Reusable Surface Insulation). Płytki HRSI i LRSI są wykonane z materiału ceramicznego na bazie dwutlenku krzemu. Powierzchnie narażone na działanie temp. do 700 K są pokryte płytkami ze sprężystego i elastycznego materiału poliamidowego FRSI (Flexible Reusable Surface Insulation). Płytki naklejane są na konstrukcję klejem silikonowym z zachowaniem odpowiedniego usytuowania względem napływającego powietrza. Płytki mają kształt kwadratów 150×150×20±72,5 mm (HRSI) bądź 200×200×5±20 mm (LRSI). Łącznie do pokrycia płatowca Space Shuttle zużywa się ok. 31 000 płytek różnego rodzaju. Dopuszczalne jest odpadnięcie pewnej niewielkiej liczby płytek bez spowodowania zagrożenia samolotu. Po każdym locie większość płytek jest wymieniana. Schemat rozmieszczenia płytek różnych typów i schemat rozkładu temperatur płatowca jest przedstawiony na rysunku.



Rozkład temperatur na powierzchni konstrukcji samolotu orbitalnego (a) i rozmieszczenie różnych rodzajów pokrycia ochronnego — płytek izolacyjnych (b)

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Rakieta nośna, jako jednorazowego użytku środek transportu ładunków na orbitę okołoziemską, jest niesłychanie droga i mało efektywna, gdyż masa ładunku użytecznego stanowi zaledwie nikły ułamek jej masy startowej. O pojazdach orbitalnych wielokrotnego użytku myślno już od początku ery kosmicznej. Pierwszych wiarygodnych danych doświadczeń dostarczyły loty samolotów-rakietoplanu eksperymentalnego X-15 jeszcze w latach pięćdziesiątych. Także opracowanie konstrukcji samolotu Lockheed SR-71 Blackbird dostarczyło wielu doświadczeń i uzmysłowiło stopień trudności całego przedsięwzięcia. W latach sześćdziesiątych prowadzono badania aerodynamiczne mające na celu określenie optymalnego kształtu pojazdu orbitalno-atmosferycznego. Dominowała wtedy koncepcja tzw. latającej wanny — praktycznie bez-

skrzydłowego pojazdu z kadłubem o kształcie półstożka, którego płaska powierzchnia stanowiła grzbiet pojazdu, a całości dopełniało podwójne lub potrójne usterzenie. Taki kształt wydawał się najbardziej obiecujący ze względu na przebieg zjawisk cieplnych podczas przejścia przez atmosferę, jednak aerodynamicznie był bardzo daleki od ideału. Dokładniejsze studia nad całością zagadnień związanych z opracowaniem pojazdu orbitalnego wielokrotnego użytku i przewidywany postęp w dziedzinie inżynierii materiałowej doprowadziły do powstania nowej, bardziej samolotowej koncepcji, która, stopniowo doskonalona, doczekała się realizacji jako Space Shuttle. Osobnym zagadnieniem był napęd. Silniki stosowane w raketach nośnych musiały pracować niezawodnie w ciągu kilkudziesięciu czy stu kilkudziesięciu sekund i nie było wymagane ich wielokrotne włączanie i wyłączanie. Pierwsze duże silniki spełniające ten warunek zastosowano dopiero w programie Apollo. Do 1972 r. wskutek znacznego ograniczenia budżetu NASA, przeprowadzono tylko analizy teoretyczne, uzupełnione częściowo badaniami aerodynamicznymi. W ich wyniku wybrano ogólny układ koncepcyjny Space Shuttle. Zasadnicze znaczenie miała oczywiście wielkość i udźwig pojazdu. Zdecydowano się na dość wysokie (jak na początek) wymiary i udźwig, co jest oczywiście związane z wartością użytkową Space Shuttle jako orbitalnego ośrodka transportu — możliwość wyniesienia na orbitę czy ściągnięcia z niej obiektów o znacznej masie lub kilku obiektów w jednym locie w zasadniczy sposób obniża koszty tego rodzaju misji kosmicznych. Przełom w programie Space Shuttle nastąpił w sierpniu 1972 r. Wtedy to podpisano kontrakt na opracowanie projektu samolotu kosmicznego. Obok Narodowej Agencji Badania Przestrzeni Kosmicznej (NASA) w pracach projektowych uczestniczył (jako ich główny udziałowiec) koncern Rockwell International. Ustalono ostatecznie geometryczny kształt płatowca, niezbędne systemy pokładowe, wymiary i masę samolotu. Przeanalizowano także starannie przebieg wszystkich faz lotu, zwłaszcza pod kątem możliwości zmiany różnych parametrów. Przyjęto, że układ samolotu jest określony przez tak zasadnicze parametry wyjściowe i wymagania aerodynamiczne jak prędkość lądowania, wymiary i masa ładunku użytecznego, możliwość manewrów w atmosferze oraz wynikające z lotu przez atmosferę wymagania konstrukcyjne. Ostateczny projekt którego realizację podjęto w połowie lat siedemdziesiątych, przewidywał następujący scenariusz lotu:

- pionowy start z użyciem silników dwóch rakiet na paliwo stałe (boosterów SRB).
 - odrzucenie rakiet pomocniczych SRB (odzyskiwanych następnie po wodowaniu na spadochronach) i dalszy lot przy użyciu własnych silników aż do osiągnięcia prędkości orbitalnej.
 - odrzucenie zbiornika zewnętrznego ET (jedynego elementu jednorazowego użytku w całym systemie).
 - wejście na zadaną orbitę i właściwe dla przeprowadzanej misji usytuowanie samolotu.
 - przeprowadzenie misji.
 - przygotowanie do zejścia z orbity (odpowiednie usytuowanie przestrzenne samolotu i częściowe wyhamowanie prędkości pracą silników głównych).
 - ponowna reorientacja usytuowania przestrzennego samolotu i wejście w atmosferę lotem ślizgowym ze stałym aerodynamicznym wyhamowaniem prędkości.
 - podejście do lądowania na pasie startowym odpowiednio przygotowanego lotniska (z możliwością nowłóżenia podejścia na wykonaniu petli).
 - powrót do bazy startowej na grzbicie specjalnego samolotu transportowego.
 - powrotny montaż i przygotowanie startowe całego systemu.
- Najistotniejsza jest możliwość lądowania na lotnisku niewiele różniącym się od zwykłego — jest wymagana na wszelki wypadek większa długość pasa oraz lepsza gładkość i czystość nawierzchni. Przygotowano kilka lotnisk na świecie, przeznaczonych do przyjęcia Space Shuttle. Zasadniczym problemem konstrukcyjnym była ochrona termiczna powierzchni pojazdu podczas przejścia przez atmosferę. Temperatury oddziaływające na konstrukcję w tej fazie lotu, zależnie od miejsca, wynoszą od ok. 650 K do ok. 1600 K i występują wkrótce (kilkadziesiąt sekund) po pobytku samolotu w kosmicznej próżni w temp. ok. 3–4 K.

W początkowej fazie prac nad Space Shuttle nie istniał jeszcze materiał mogący wytrzymać takie warunki, zastosowa-

nie zaś osłony ablacyjnej nie mogło być brane pod uwagę ze względu na znaczne wymiary samolotu i wielką masę samej osłony oraz trudności z jej wymianą po każdym locie. Z podobnych przyczyn nie można było zastosować jako osłony termicznej materiałów silnie wypromieniowujących ciepło (dwutlenek cyrkonu, grafit) bądź materiałów o dużej pojemności cieplnej. Dopiero osiągnięcia inżynierii materiałowej z połowy lat siedemdziesiątych umożliwiły wyjście z sytuacji — udało się uzyskać tworzywa na bazie kompozytów węglowych i ceramiki, charakteryzujące się żądanymi właściwościami cieplnymi, małą gęstością oraz łatwością w zastosowaniu. Występują one w postaci płytek o różnych wymiarach i grubościach, naklejanych na konstrukcję samolotu specjalnym klejem silikonowym. Szczeliny i połączenia płytek są również odpowiednio uszczelniane. Płytki nakleja się ręcznie — to właśnie stało się przyczyną znacznego opóźnienia całego programu realizacji pierwszego egzemplarza Space Shuttle, gdyż zajęło ok. 2 mln roboczogodzin. W realizacji całego programu, obok NASA

Rockwell International, uczestniczyło kilkakrotnie różnych firm, m.in. Martin Marietta (zbiornik ET), Rocketdyne (silniki główne), Marquardt (silniki sterujące), Thiokol (rakietki startowe SRB), IBM (pokładowy system informatyczny) czy Honeywell, Singer-Kearfott, Sperry, Bendix, Northrop, Lear Siegler (systemy nawigacyjne i łącznościowe).

Pierwszy egzemplarz Space Shuttle miał być gotowy do startu w 1978 r., do czego jednak nie doszło ze względu na trudności z izolacją cieplną. Pierwszy prototyp (OV-101 Enterprise) przekazano do badań aerodynamicznych w locie 17 września 1976 r. — trwały one od lutego do października 1977 r. Następnie prototyp przekazano do prób wibroakustycznych. Prototyp OV-099 Challenger, początkowo przeznaczony do niszczących prób wytrzymałościowych, zdecydowano się przebudować na latający — próby statyczne doprowadzono do 120%, co przy zastosowanych metodach obliczeń uznano za wystarczające. Prototypem od początku przeznaczonym do lotów był OV-102 Columbia, przekazany NASA 8 marca

1979 r. Zbudowano także kolejny egzemplarz OV-104 Atlantis i rozpoczęto budowę następnego OV-105. Poczyniono odpowiednie przygotowania w bazach startowych, budując nowe wieże startowe i urządzenia do montażu zestawów startowych Space Shuttle. Pierwszy tzw. prom kosmiczny (czy też wahadłowiec, bo i takiej nazwy użyto) wystartował 12 kwietnia 1981 r. z Cap Canaveral z dwuosobową załogą (J. W. Young i R. Crippen). Łącznie do końca 1985 r. wszystkie pojazdy wykonały pomyślnie kilkanaście różnego rodzaju misji naukowych i użytkowych, w tym także wojskowych. 28 stycznia 1986 r. podczas startu OV-099 Challenger do kolejnej misji nastąpiło uszkodzenie uszczelnienia międzysegmentowego prawej rakietki SRB i wydotanie się płomienia, który spowodował uszkodzenie i eksplozję zbiornika ET na wysokości ok. 17 km. Cała sześcioposobowa załoga zginęła, a pojazd uległ zupełnemu zniszczeniu. Katastrofa spowodowała wstrzymanie lotów pozostałych pojazdów do czasu usunięcia błędów konstrukcyjnego oraz przyspieszenie przejściowo przerwanej budowy OV-105.

DANE TECHNICZNE

Calość zestawu startowego

Rozpiętość	23,79 m
Długość	56,14 m
Wysokość	23,34 m
Masa startowa	2 042 576 kg
Obciążenie ciągu podczas startu	0,696 kg/daN

Samolot orbitalny

Rozpiętość	23,79 m
Długość	37,19 m
Wysokość	17,25 m
Długość wnętrza ładowni	18,29 m
Srednica wnętrza ładowni	4,57 m
Pojemność ładowni	305 m ³
Pojemność wnętrza kabiny załogi	74,33 m ³
Powierzchnia skrzydła	249,91 m ²
Powierzchnia sterolatok	38,88 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	38,39 m ²
Powierzchnia steru kierunku	9,09 m ²
Wydłużenie skrzydła	2,265
Masa własna (zależnie od egz.)	67 876÷69 004 kg
Masa do lądowania (z ładunkiem użytecznym 14 515 kg)	96 162 kg
Masa ładunku użytecznego (orbita 185 km)	29 435 kg
Masa ładunku użytecznego (orbita biegunowa 185 km)	14 515 kg

Masa ładunku użytecznego (orbita 55° nachylenia, 500 km)

Obciążenie powierzchni przy lądowaniu	11 340 kg
Obciążenie ciągu (masa do lądowania)	334,8 kg/m ²
Prędkość orbitalna	0,192 kg/daN
Prędkość wejścia w atmosferę	28 325 km/h
Prędkość lądowania lotem ślizgowym	27 554 km/h
Prędkość lądowania maks.	334 km/h
Opadanie w locie ślizgowym	416 km/h
Doskonałość aerodynamiczna	3 m/s
	ok. 3

Zbiornik paliwowy ET

Długość	47,00 m
Srednica	8,40 m
Masa własna konstrukcji	34 800 kg
Masa całkowita z paliwem	750 980 kg

Rakieta startowa SRB

Długość całkowita	45,00 m
Srednica maks.	3,71 m
Długość części silnikowej (komory paliwowej)	38,47 m
Masa własna konstrukcji	66 406 kg
Masa całkowita z paliwem	569 893 kg
Czas pracy	122÷123 s

T.M.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Silnik SNECMA M88 do myśliwca Rafale

Firma SNECMA rozpoczęła w końcu 1986 r. próby wytwornicy silnika M88 Mk II będącego wersją rozwojową silnika M88 Mk I, który pierwotnie był przeznaczony do napędu nowszych wersji rodziny Mirage. Nowy silnik ma być zastosowany jako napęd przyszłościowego myśliwca Rafale, w związku z czym jego ciąg będzie zwiększony do 8320 daN (z dopalaniem), a stosunek ciągu do masy — do ok. 10 : 1, w porównaniu z wartościami dla wersji Mk I wynoszącymi odpowiednio 7350 daN i 8,5 : 1. Pod względem mechanicznym wersja Mk II nie różni się od wersji Mk I. Obie mają 3-stopniowy wentylator napędzany przez jednostopniową turbinę niskiego ciśnienia i 6-stopniową sprężarkę napędzaną przez jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia. Stosunek natężenia przepływu wynosi 0,5 : 1, a sprężę całkowitą 24 w przypadku Mk I i 25 w przypadku Mk II. Ciąg został zwiększony głównie przez podwyższenie temperatury przed turbiną do 1570°C, co stało się możliwe dzięki zastosowaniu na łopatkach wirnikowe turbiny wysokiego ciśnienia monokryształów i systemu chłodzenia wypróbowanego na silniku pierwszej wersji o temperaturze przed turbiną ponad 1400°C i z łopatkami wykonanymi z konwencjonalnych materiałów. Poza tym udoskonalono komorę spalania przystosowując ją do wyższych temperatur pracy oraz zmieniono ułotkowanie wentylatora, którego sprężę wzrósł z 3,5 do 4,0, i sprężarki. Próby wytwornicy silnika M88 Mk II, składającej się ze sprężarki, komory spalania i turbiny wysokiego ciśnienia, są przeprowadzane na hamowni wysokościowej w Gaclay, która umożliwia odtwarzanie przed sprężarką temperatury i ciśnienia występujących w czasie pracy silnika. Próby stoiskowe kompletnego silnika mają rozpocząć się jesienią 1988 r., a próby w locie na samolocie Rafale A — w 1989 r.

W.K.

Nowy system komputerowy do kontroli ruchu w USA

FAA wprowadziła nowy system komputerowy do kierowania ruchem lotniczym. Oczekuje się, że pozwoli on zmniejszyć opóźnienia i zwiększyć bezpieczeństwo lotów. Projekt nowego systemu powstał w październiku 1985 r., a na początku 1987 r. rozpoczęto jego oprogramowanie. Dzięki nowemu sprzętowi po raz pierwszy będzie można na **jednym ekranie** uzyskać radarowy obraz każdego samolotu od wschodniego do zachodniego wybrzeża USA, w granicach jurysdykcji FAA. Kierownicy ruchu w głównym centrum kierowania ruchem FAA w Waszyngtonie będą mogli obserwować także poszczególne sektory przestrzeni powietrznej, w których powstało lub grozi zakłócenie. Umożliwi to precyzyjniejsze niż dotychczas rozładowywanie zagęszczenia ruchu przez jego zwalnianie, zmianę tras dla poszczególnych lotów, albo zarządzanie większych przerw między startami.

Od września ub.r., po uruchomieniu dalszych programów, będzie można przewidywać z co najmniej 2-godzinnym wyprzedzeniem, który z 649 sektorów przestrzeni powietrznej będzie przeładowany. Zdaniem FAA bezpieczeństwo lotów wzrośnie wskutek tego, że nie będzie niespodziewanego, nadmiernego skupienia samolotów w danym sektorze.

Opóźnienia, które zazwyczaj wynikają ze zmiany trasy lub opóźnionego startu, będą mogły być wyeliminowane przez zmianę separacji poziomych i pionowych.

Kontrolerzy, po pierwszych doświadczeniach pracy z nowym systemem, wyrażają się o nim z entuzjazmem.

Wg International Herald Tribune, May 20, 1987
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (X)

1 — przemysł lotniczy	1 — самолетостроене, авиационна промишленост	1 — letecký průmysl	1 — industrija aviona
2 — wytwórnia; fabryka	2 — завод, фабрика, работилница	2 — továrna, závod, dílna, výrobná	2 — fabrika
3 — warsztat; wydział, oddział	3 — работилница; (производствен) отдел, (п.) цех	3 — dílna; pracovna; cech	3 — radionica
4 — wydział obróbki mechanicznej	4 — ц. за машинна обработка	4 — mechanický cech	4 — mehanička r.
5 — warsztat ślusarski; wydział ś.	5 — шлосерска работилница, шлосерна	5 — zámečnická dílna	5 — bravarska r.
6 — montaż	6 — монтаж, монтиране	6 — montáž, montování, sestavování	6 — montaža, montiranje
7 — część składowa	7 — съставна част, съставен елемент	7 — součást (stroje)	7 — sastojak
8 — część, element; sztuka	8 — част, елемент; детайл; парче	8 — část, součást(ka), díl; kus	8 — komad
9 — trasowanie	9 — разчертаване; трасиране	9 — orýsování	9 — obeležavanje
10 — obróbka	10 — обработване	10 — obrábění, opracování, zpracování	10 — obrada
11 — o. skrawaniem, o. wiórowa	11 — o. через рязане, o. със снемане на стружка	11 — obrábění, soustružení	11 — o. rezanjem, o. skidanjem strugotine
12 — o. mechaniczna	12 — машинна обработка	12 — mechanické o.	12 — mehanička o.
13 — toczenie	13 — струговане, обстърване, обработване на струг	13 — soustružení	13 — struganje
14 — frezowanie	14 — фрезоване, обработване с фреза	14 — frézování	14 — glodanje, frezovanje
15 — rozwiercanie	15 — райбероване, o. с райбер; развъртане, развъртане	15 — vyvrtávání, vystružování	15 — razvrtanje
16 — przeciąganie	16 — протегляне; изтегляне	16 — protahování, tažení, protažení	16 — provlačenje
17 — obróbka powierzchniowa	17 — повърхностна обработка	17 — povrchové obrábění	17 — površinska obrada
18 — szlifowanie	18 — шлифоване	18 — broušení	18 — šlifovanje
19 — polerowanie	19 — полиране	19 — leštění	19 — glačanje, poliranje
20 — gładzenie, oselkowanie, honowanie	20 — хонинговане, фино шлифоване, притриване	20 — hlazení; honování	20 — honovanje
21 — obróbka plastyczna	21 — пластично обработване	21 — plasticke opracování	21 — obrada pomoću pritiska
22 — o. (p.) na zimno	22 — пластична деформация при студено обработване	22 — obrábění za studena	22 — hladna o.
23 — odkształcenie, deformacja	23 — деформация, формоизменене	23 — změna tvaru, přetvoření, deformace; zborcení	23 — preobličjenje, deformacija
24 — formowanie, kształtowanie	24 — формоване, формовка; формяране	24 — tvarování, tváření, formování, lisování	24 — oblikovanje
25 — tłoczenie	25 — шанцоване; шамповане	25 — lisování	25 — presovanje
26 — wyciskanie	26 — екструдиране	26 — vytlačování, vylisování	26 — p. istiskivanjem
27 — odkuwka	27 — изковка	27 — výkovek	27 — otkovak
28 — odlewnictwo; odlewanie	28 — лярство; отливане, лене	28 — slévárenství; lití, odlévání, slévání	28 — livenje
29 — odlew	29 — отливане, лене	29 — odlitek	29 — odlivak, izlivak
30 — powłoka; pokrycie (np. lakirowe)	30 — покритие	30 — film; krycí vrstva, povlak	30 — premaz
31 — p. antykorozyjna, p. ochronna	31 — защитно п.	31 — ochranný povlak	31 — antikorozioni p.
32 — p. galwaniczna	32 — галванично п.	32 — galvanický p., elektrolitický p.	32 — galvanski p.
33 — cynkowanie	33 — цинковане, покриване с цинк	33 — zinkování	33 — pocinkovanje
34 — niklowanie	34 — никелиране	34 — niklování	34 — niklovanje
35 — kadmowanie	35 — кадмиране	35 — kadmiování	35 — kadmijumiziranje
36 — platerowanie	36 — плакиране	36 — plátování	36 — opločivanje
37 — malowanie, lakierowanie	37 — боядисване	37 — nátěr, lakování	37 — premaščenje, bojeni premaz, p. lakom
38 — obróbka termiczna	38 — термообработка; термообработване	38 — tepelné zpracování	38 — termička obrada, toplotna o.
39 — utwardzanie, umocnienie	39 — утвърдяване, заздравяване (на метала)	39 — tvrzení, ztvzování	39 — otvrdnjavanje
40 — wyżarzanie	40 — отгряване	40 — žihání	40 — temperovanje
41 — normalizowanie	41 — нормализация, нормализиране	41 — normalizační ž., normalizace	41 — normalizovanje
42 — hartowanie	42 — закаляване, каляване, закалка	42 — kalení	42 — kaljenje
43 — h. w oleju	43 — з. в масло, маслено з.	43 — k. v oleji	43 — vljano k.
44 — odpuszczanie	44 — отвъртане	44 — popouštění	44 — otpuštanje
45 — azotowanie	45 — азотиране, азотизация, нитриране	45 — nitridování, nitridace	45 — nitiranje, nitrovanje
46 — obrabiarka	46 — (металорежеща) машина; струг	46 — obráběcí stroj	46 — mašina alatka
47 — uchwyt (obrabiarki)	47 — патронник, универсал	47 — sklíčovadlo	47 — patrona
48 — tokarka	48 — струг, стругова машина	48 — bruska	48 — strug, tokarilica
49 — frezarka	49 — фрезмашина	51 — lis	49 — frez-mašina, m. glodalica
50 — szlifierka	50 — шлифовъчна м., шлайфмашина	52 — přípravek	50 — šmirgl m.
51 — prasa	51 — преса	53 — nástroj, nářadí	51 — presa
52 — przyrząd	52 — приспособление, уред	54 — pneumatické nářadí	52 — orude
53 — narzędzie	53 — инструмент; оръдие	55 — kleště	53 — alat; alatka; orude
54 — n. pneumatyczne	54 — (ръчен) и с пневматично задвижване	56 — šroubovák	54 — alat na sabijen vzduh, pneumatični a.
55 — szczypce, kleszcze	55 — клещи, щипци	57 — klíč	55 — mašice
56 — wkrętak, śrubokręt	56 — отвертка	58 — nástřný k., zavřený k.	56 — izvojac, odvijač, odvija-lo, odvrtáč
57 — klucz (maszynowy)	57 — гаечен ключ	59 — nůžky	57 — (navrtanjski) ključ, zavrtanjski k.
58 — k. nasadowy; k. oczkowy	58 — глух (гаечен) к.		58 — k. natikač
59 — nożyce	59 — ножницы		59 — makaze

K.D.

Zabezpieczenie przed oblodzeniem (I)

Walka z oblodzeniem samolotów i śmigłowców toczy się — ze zmiennym szczęściem — prawie od początku istnienia lotnictwa.

Zjawisko oblodzenia jest, w ogólnych zarysach, znane powszechnie, natomiast praktyczne wiadomości na temat skutecznego i racjonalnego zabezpieczenia przed oblodzeniem są dość trudno dostępne.

Advisory Circular AC 23.1419-1 zawiera wiele informacji dot. zabezpieczania samolotów przed oblodzeniem, podaje też praktyczne wskazówki na ten temat. Godna uwagi jest część dot. rozwoju przepisów i wymagań w zakresie instalacji przeciwołodziennych.

Advisory Circular 23.1419-1 datowany 9/2/86 — certyfikacja samolotów lekkich w zakresie lotu w warunkach oblodzenia

1. Cel. Niniejszy Advisory Circular zawiera informacje i wytyczne dot. sposobu (ale nie wyłącznego) wykazywania zgodności z wymaganiami nt. zabezpieczania przed oblodzeniem, zawartymi w części 23 Federal Aviation Regulations (FAR). FAA może rozpatrywać także inne metody wykazywania zgodności, zaproponowane przez wnioskodawcę. (Słowem **wnioskodawca** zostało zastąpione słowo **applicant**, oznaczające w tym przypadku osobę lub organizację, występującą o wydanie certyfikatu — przyp. tłum.). Niniejszy tekst nie ma charakteru obowiązującego ani nie stanowi przepisu.

2. Zastosowanie. Materiał ten uzupełnia wytyczne wyłączone, podane w Advisory Circular nr 20-73. Jest zatytułowany „Ochrona samolotu przed oblodzeniem” (Aircraft Ice Protection) i dotyczy urządzeń przeciwołodziennych samolotów wielosilnikowych i jednosilnikowych certyfikowanych wg części 3 Civil Air Regulations (CAR) oraz części 23 FAR. Wytyczne te dotyczą instalacji przeciwołodziennych, dopuszczonych do użytkowania w warunkach oblodzenia, zdefiniowanych w części 25, załącznik C (przepisów FAR — przyp. tłum.). Odnoszą się także do nowych certyfikatów typu TC, dodatkowych certyfikatów typu (Supplemental Type Certificates — STC) oraz załączników do wydanych uprzednio certyfikatów typu samolotów, certyfikowanych wg części 3 CAR i części 23 FAR, dopuszczonych do użytkowania wg wymagań FAR 23.1419.

3. Związane punkty FAR. Włączone do poprawki 23-14, która wskazuje na bezpośredni związek ich wymagań, punkty 23.929, 23.1309 i 23.1410 odnoszą się do programu certyfikacji dla warunków oblodzenia samolotów lekkich niezależnie od tego, wg jakich przepisów był certyfikowany podstawowy samolot. Jednakże dla samolotów certyfikowanych wg części 3 CAR oraz części 23 do poprawki 23-13 stosowanie tych punktów może być ograniczone do wypo-

sażenia stanowiącego ochronę przed oblodzeniem. Niektóre instalacje, uprzednio zatwierdzone dla danego samolotu, mogą wymagać modyfikacji dla poprawy ich niezawodności, jeżeli są używane jako część wyposażenia przeciwołodziennego podlegającego certyfikacji. FAA stwierdziło, że poprzednio stosowana praktyka dot. wymagań FAR 25 (które nie są szczegółowo przywoływane w części 23) do samolotów, które są certyfikowane wg FAR 23 nie może być dalej stosowana. Praktyka dodawania § 25.1323(e) do wymagań dla certyfikacji samolotów na warunki oblodzenia została zakończona.

§ 23.1419 (b) wymaga wykonania analizy stwierdzającej, że poszczególne części samolotu są właściwie zabezpieczone przed oblodzeniem. Rurka Pitota jest jednym z elementów, które powinny być zabezpieczone, choć nie są szczegółowo wymienione w § 23.1419. Ponieważ potrzeba instalowania ogrzewania końcówki nie jest nowa, specjalne warunki nie są tu konieczne. W uzupełnieniu do wymienionych poprzednio wymagań (§ 23.929, 23.1309 oraz 23.1419) wymienione w tabl. przepisy (części) powinny być stosowane do instalacji zabezpieczających przed oblodzeniem, w zależności od czasu, w którym został zaprojektowany i certyfikowany samolot.

4. Związany materiał informacyjny. FAA Technical Report ADS-4 Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data (zestawienie danych na temat oblodzenia płatowców) oraz Report FAA-RD-77-76, Engineering Summary of Powerplant Icing Technical Data (zestawienie danych na temat oblodzenia zespołów napędowych) podają informacje techniczne dot. warunków oblodzenia dla płatowców i zespołów napędowych, a także metod wykrywania, zapobiegania i usuwania nagromadzonego lodu z płatowca i silnika. AC20-70 Aircraft Ice Protection (zabezpieczenie samolotów przed oblodzeniem) podaje informacje nt. sposobów dowodzenia dla instalacji przeciwołodziennych dla samolotów. Informacja, podana w 20.73 jest — w odniesieniu do małych samolotów — uzupełniona niniejszym AC. Także AC 23.629-1A podaje wytyczne dot. badania flutteru małych samolotów, które mogą odnosić się do zbierania się lodu.

5. Podstawy. Do 1945 r. samoloty były certyfikowane wg części 04 CAR. § 04.5314 dot. ewentualnego instalowania nadmuchiwanego elastycznego odladzacza wymagał, aby miały one zapewnione urządzenia do nadmuchiwania. W części 04 nie było dodatkowych wymagań co do instalacji przeciwołodziennych. Gdy zostały napisane osobne wymagania dla samolotów kategorii normalnej, wymaganie to zostało bez zmiany włączone do § 03.541. W 1949 r. § 03.541 otrzymał oznaczenie § 3.712. W dokumencie tym nie było przepisów dot. ochrony przed oblodzeniem aż do chwili, gdy część 3 CAR została uzupełniona w 1962 r. poprawką 3-7. Poprawka ta zawierała §§ 3.772 i 3.773, wymagające, aby załoga otrzymywała informację o sposobach użytkowania samolotów i warunkach meteorologicznych, stanowiących dla samolotów ograniczenie ze względu na zainstalowane wyposażenie. Paragrafy te wymieniały oblodzenie jako przykładową cechę warunków meteorologicznych, która musi być określona. Poprawka ta wymagała, aby podana była lista całego zainstalowanego wyposażenia, które ma wpływ na ograniczenia użytkowania samolotu. Lista ta ponadto określała funkcje owego wyposażenia. Była ona później znana pod nazwą Kinds of Operation Equipment List (KOEL) (w wolnym tłumaczeniu — lista wyposażenia dla poszczególnych rodzajów użytkowania — przyp. tłum.). W 1964 r. część 3 CAR została przetworzona na część 23 FAR. Po tej zmianie § 3.712 zastąpiono § 23.1419, zaś §§ 3.772 i 3.773 (h) odpowiednio §§ 23.1559 i 23.1583 (h). W 1965 r. § 23.1325 został zmieniony poprawką 23-1 wymagającą uwzględniania wpływu warunków oblodzenia na przyrządy, których działanie jest zależne od ciśnienia statycznego. To wymaganie dotyczy wszystkich samolotów, niezależnie od tego, czy mają instalację przeciwołodzienną, certyfikowaną wg § 23.1410. W końcu 1968 r. FAA rozpoczęło przegląd części 23 FAR. W wyniku przeglądu FAA wydało (w listopadzie 1973 r.) poprawkę 23-14, która wprowadziła wiele istotnych zmian zmierzających do po-

TABLICA

Data wystąpienia o certyfikację samolotu	Stan aktualnych przepisów CAR/FAR	Wymagania do certyfikacji dla warunków oblodzenia
Przed 1 lutego 1965 r.	części 3 CAR	3.85(a) i (c) 3.85(a) i (c) 3.382, 3.383
	(15 maja 1956 r. z poprawkami do 3—8)	(włącznie z uwagą po (b) 3.652, 3.653-1, 3.665, 3.666, 3.681, 3.682, 3.685, 3.686, 3.687, 3.690, 3.691, 3.692, 3.712, 3.725, 3.758; 3.770, 3.772, 3.777, 3.778 i 3.779
1 lutego 1965 lub po tej dacie	zmiana przepisów	§§ 23.65, 23.75, 23.77, 23.773, 23.775, 23.1301, 23.1351, 23.1357, 23.1437, 23.1511, 23.1559(h), 23.1585(h), 23.1585 i 23.1419 wymaganie do pneumatycznego układu odladzającego przed poprawką 23-14
29 lipca 1965 lub po tej dacie	poprawka 23-1	dodać § 23.1325 do powyższych wymagań FAR 23
5 lutego 1970 lub po tej dacie	poprawka 23-3	dodać § 23.1529 do powyższych wymagań FAR 23
20 grudnia 1973 lub po tej dacie	poprawka 23-14	dodać §§ 23.853(d) i 23.903(e) do powyższych wymagań FAR 23
1 września 1977 lub po tej dacie	poprawka 23-20	dodać §§ 23.1327 i 23.1517 do powyższych wymagań FAR 23
1 grudnia 1978 lub po tej dacie	poprawka 23-23	dodać §§ 23.853(e), 23.863 i 23.1416 (w zastępstwie wymagań 23.1419 przed poprawką 23-14) do powyższych wymagań FAR 23

prawy wymagań bezpieczeństwa zawartych w FAR 23. Wprowadzono § 23.929 wymagający zabezpieczenia przed oblodzeniem zespołu napędowego, a także kompletnie zmieniono § 23.1419 i ustalono standard dla instalacji przeciwo- oblodzeniowych. Wprowadzono nowy § 23.1309, który określa wymagania nt. niezawodności działania i skutków niewłaściwego działania zainstalowanego wyposażenia. Te trzy paragrafy są bezpośrednio związane, jak to określa § 21.101 z certyfikacją instalacji przeciwo- oblodzeniowej, ponieważ u-żytkowanie samolotu w warunkach oblodzenia zależy w dużym stopniu od tej instalacji. Szczegółowe standardy do pneumatycznych odladaczy, zawarte poprzednio w 23.1419 zostały nieświadomie pominięte w poprawce 23-14. FAA, w przekonaniu, że szczegółowe wymagania dla takich odladaczy są potrzebne, wydało w 1978 r. poprawkę 23-23, dodając § 23.1416. W obecnym stanie przepisów, wymagania certyfikacyjne są ograniczone do warunków oblodzenia, jakie występują w przechłodzonych chmurach — jak definiuje FAR 25, załącznik C — i nie wymaga się ani projektowania, ani sprawdzania działania dla warunków marzącego deszczu, mżawki, śniegu lub warunków miesza-nych.

6. Planowanie. Wnioskodawca powinien przedłożyć plan certyfikacji na początku procesu projektowania i opracowania samolotu. Plan ten powinien:

- opisywać wszystkie przedsięwzięcia związane z certyfikacją,
- określać, dla każdego elementu podlegającego certyfikacji, metody dowodzenia, które zamierza zastosować wnioskodawca,
- zawierać listę punktów do sprawdzenia (certification checklist),
- a także, w odniesieniu do § 23.1419, wyraźnie określać analizy i próby albo odwołania do podobnych rozwiązań konstrukcyjnych, stanowiące materiał do certyfikacji instalacji przeciwo- oblodzeniowej.

Te metody wykazywania zgodności powinny być uzgodnione między wnioskodawcą a FAA na wczesnym etapie certyfikacji, ponadto wymaga się, aby próby były uzgodnione z FAA przed ich przeprowadzeniem.

Plan certyfikacji powinien obejmować poniższe dane podstawowe:

- a. Opis samolotu i jego instalacji;
- b. Opis instalacji przeciwo- oblodzeniowej;
- c. Listę punktów do sprawdzenia (checklist);
- d. Analizy i próby przeprowadzone dotychczas;
- e. Analizy i próby zaplanowane;
- f. Terminarz prac projektowych, wykonanych prób i dostarczenia sprawozdań.

7. Cele. Wnioskodawca powinien udowodnić za pomocą analiz, prób lub kombinacji jednych i drugich, że samolot może być bezpiecznie użytkowany w całym zakresie warunków oblodzenia, podany w części 25, załącznik C, albo też w takiej części tego zakresu, w której samolot jest dopuszczony do użytkowania, jeżeli istnieją ograniczenia związane z osiągamy lub instalacjami innymi niż instalacja przeciwo- oblodzeniowa. Załącznik 1 do niniejszego AC podaje wykaz różnych zagadnień, których wpływ na bezpieczeństwo w warunkach oblodzenia musi być rozpatrzone.

8. Analizy. Wnioskodawca zazwyczaj przygotowuje analizy uzasadniające decyzję o zastosowaniu poszczególnych środków ochrony przed oblodzeniem dla różnych części samolotu oraz uzasadniające decyzję o pozostawieniu bez ochrony części, które zazwyczaj są chronione przed oblodzeniem. Takie analizy powinny wyraźnie wymieniać podstawowe wymagania, dot. ochrony, uczynione założenia oraz metody analizy, jakie były użyte. Wszystkie analizy powinny być poparte próbami, albo odwołaniem się do wcześniejszych uzasadnień i uzasadnione w sposób przyjęty w zatwierdzonej literaturze nt. oblodzenia, takiej jak FAA Technical Report ADS-4.

Uzasadnienia te powinny obejmować założenia uczynione w toku analizy oraz wymagania konstrukcyjne do spełnienia tych założeń. Analizy są zazwyczaj siosowane do niżej wymienionych tematów:

a. Obszary i elementy samolotu, które mają być chronione
Wnioskodawca powinien rozważyć stopień ochrony wymienionych niżej elementów.

- (1) Krawędzi natarcia skrzydeł, skrzydełek na końcu skrzydeł oraz zastrzałów, usterzeń — pionowego i poziomego oraz innych powierzchni nośnych;
- (2) Krawędzi natarcia powierzchni wyważających stery, o ile nie są osłonięte;
- (3) Wlotów powietrza chłodzącego, które są omywane strumieniem powietrza;

- (4) Anten i masztów;
- (5) Odpowietrzenia zbiorników paliwa;
- (6) Zbiorników zewnętrznych;
- (7) Śmigieł;
- (8) Zewnętrznych zawiasów, prowadnic, klamek drzwi i stopni do wsiadania;
- (9) Elementów pomiarowych, włącznie z rurką Pitota (i jej masztem), otworkami ciśnienia statycznego, czujnikiem kąta natarcia i urządzeniami ostrzegającymi przed przeciągnięciem;
- (10) Stożka przedniego kadłuba osłony anten;
- (11) Szyb przednich;
- (12) Podwozia;
- (13) Chowanych reflektorów do lądowania.

Wnioskodawca może dojść do wniosku, że ochrona niektórych spośród wymienionych elementów nie jest potrzebna. Jeżeli tak, to powinien przedstawić odpowiednie dane i przesłanki prowadzące do wniosku o rezygnacji z ochrony. Wnioskodawca powinien też uzasadnić, że pozostawienie tych elementów bez ochrony nie wpływa niekorzystnie na sterowność lub osiągi samolotu.

b. Warunek 45-minutowego oczekiwania

Kryterium oczekiwania przez 45 minut powinno być użyte do utworzenia krytycznych obrysów lodu, dla których należy przeanalizować charakterystyki samolotu.

Tolerancja samolotu na ciągłe gromadzenie się lodu na niechronionych powierzchniach powinna być badana zgodnie z informacją zawartą w AC20-73, §§ 12a i 18b. Wnioskodawca powinien określić skutki 45-minutowego oczekiwania w warunkach maksymalnego ciągłego oblodzenia. Zazwyczaj przyjmuje się tu średnią średnicę kropli wynoszącą 22 mikrometry i zawartość wody 0,5 g/m³ bez korekty na wymiary poziome. W analizie należy przyjąć, że samolot pozostawałby wewnątrz powodującej oblodzenie chmury o dostatecznie dużych wymiarach poziomych oraz, że wykonywałby lot i wszystkie zakręty po trasie prostokąta nie wychodząc z chmury. Wnioskodawca może wybrać ostrzejsze warunki pod względem zawartości wody w powietrzu, które są bardziej reprezentatywne dla spodziewanych warunków oczekiwania. Krytyczne kształty (obrysy) lodu, określone z tej analizy, powinny być porównane z krytycznymi kształtami, uzyskanymi z innych analiz (wznoszenie, przelot i schodzenie) aby ustalić najbardziej krytyczne obrysy lodu do prób podczas lotu w suchym/powietrzu. Jeżeli ta analiza wykaże, że samolot nie jest w stanie wytrzymać oczekiwania w oblodzeniu przez 45 minut, to można ustalić inny, właściwy okres oczekiwania dla danego samolotu, przy czym trzeba wpisać odpowiednie ograniczenie do instrukcji użytkowania w locie (IUL).

c. Analiza flatteru. Badanie flatteru (patrz AC 23.629-1A) powinno być przeprowadzone aby wykazać, że charakterystyki flatteru nie są gorsze wskutek zmiany rozkładu mas, wywołanych gromadzeniem się lodu. Odnosi się to do obszarów niechronionych oraz do obszarów chronionych, w których resztkowe osadzanie się lodu jest dopuszczalne w normalnym zakresie prędkości i wysokości; jednakże wpływ osadzonego lodu na właściwości aerodynamiczne nie musi być uwzględniany w analizie flatteru.

d. Źródła zasilania. Wnioskodawca powinien przeanalizować cechy źródeł zasilania instalacji przeciwo- oblodzeniowej. Są to: energia elektryczna, powietrze z upustów sprężarki i pneumatyka. Należy wykonać bilans mocy lub próby aby stwierdzić, że dane źródło zasilania odpowiada potrzebom zasilania instalacji przeciwo- oblodzeniowej jednocześnie ze wszystkimi innymi zasadniczymi obciążeniami w całym zakresie użytkowania w warunkach, w których wymagane jest użycie instalacji przeciwo- oblodzeniowej. Należy także przeanalizować wpływ uszkodzenia któregoś z elementów instalacji przeciwo- oblodzeniowej na zasilanie innych odbiorników. Wynikające zagrożenie należy usunąć — na samolotach wielosilnikowych — lub zmniejszyć do minimum — na samolotach jednosilnikowych.

Wnioskodawca musi wykazać, że żadna awaria źródła zasilania w czasie lotu w warunkach oblodzenia nie stwarza niebezpieczeństwa dla samolotu. Dwa niezależne źródła zasilania (tak zbudowane, aby awaria jednego z nich nie wpływała na zdolność drugiego źródła do zasilania instalacji) są wystarczające.

Jeżeli przewiduje się zastosowanie pojedynczego źródła zasilania, to może być wymagana dodatkowa analiza jego niezawodności dla przewidywanego obciążenia w danych warunkach. Wszystkie źródła zasilania, które wpływają na silnik lub instalację przeciwo- oblodzeniową silnika, muszą spełniać wymagania dot. odizolowania silników § 23.903 (c).

Tłum. A. Kardymowicz

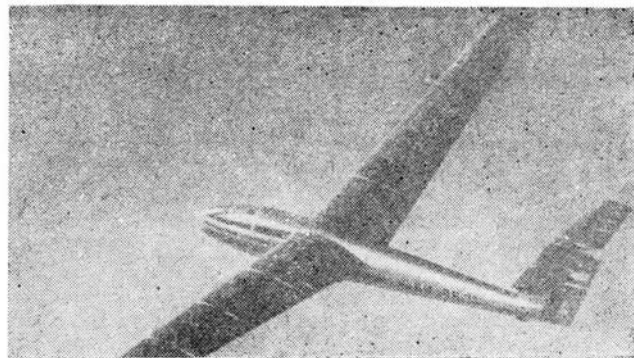
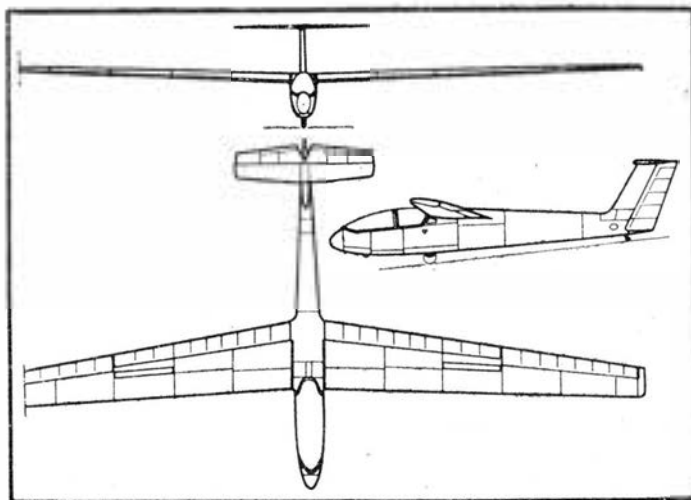
Let L-23 Blanik • Czechosłowacja •

Dwumiejscowy szybowiec szkolny

Wytwórnia Let w Kunowicach opracowała opierając się na konstrukcji szybowca L-13, nowy dwumiejscowy szybowiec szkolny, który spełniłby wymagania ustalone dla nowoczesnych szybowców szkolnych. Przyjęto następujące założenia projektowe: możliwie pełne wykorzystanie metalowej konstrukcji szybowca L-13A, zachowanie jego osiągnięć, usunięcie wad, które ujawniły się w czasie eksploatacji, lepsze dostosowanie szybowca do potrzeb użytkownika. Z szybowca L-13A wzięto cały płat, zmieniając tylko jego końcówki, tak aby zabezpieczyć je przed uszkodzeniem przy zetknięciu się ich z ziemią. Płat został umieszczony na grzbiecie kadłuba, co uprościło konstrukcję szybowca. Duże zmiany wprowadzono do usterzenia, montując usterzenie wysokości na wierzchołku usterzenia kierunkowego, co chroni je przed uszkodzeniem i poprawia aerodynamikę szybowca. Ster wysokości jest zaopatrzony w klapki wyważające. Nowe usterzenie przypomina usterzenie samolotu pasażerskiego L-610, które było już badane w tunelu aerodynamicznym. Osłona kabiny jest dwuczęściowa — przednia część odchyła się na bok, tylna jest przemieszczana do góry i do tyłu. Boki kabiny obniżono, aby ułatwić wchodzenie. Widoczność z tylnego siedzenia poprawiają boczne okienka pod płatem. Koło główne jest chowane do tyłu kadłuba, odwrotnie niż w szybowcu L-13A, zgodnie z nowymi przepisami. W wyniku wprowadzonych zmian powstał praktycznie nowy szybowiec, co znalazło odbicie w jego oznaczeniu: L-23. Będzie on spełniał wymagania OSTIV 1986, a także zachodnioeuropejskie przepisy JAR-22.

Dane techniczne

Rozpiętość	16,29 m
Długość	8,50 m
Wysokość	1,90 m
Powierzchnia nośna	19,15 m ²
Masa własna	310 kg
Masa w locie maks.	510 kg
Doskonałość maks. przy prędkości 80÷90 km/h	28



Opadanie min. przy prędkości 70÷80 km/h	0,73 m/s
Prędkość min.	
z dwiema osobami	56 km/h
z jedną osobą	51 km/h
Prędkość maks.	255 km/h

W.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowy system sterowania silnikami odrzutowymi

NASA, USAir Force, McDonnell Douglas i Pratt Whitney opracowują wspólnie nowy, wysoce zintegrowany cyfrowy system sterowania silnikami odrzutowymi zwany Hidec (Highly integrated digital electronic control). Jego właściwością będzie utrzymywanie minimalnego zapasu w danych warunkach zapasu statecznej pracy sprężarki, zamiast zapasu wynikającego ze współpracy zespołów silnika. Położenie punktu współpracy na charakterystyce sprężarki — jak również jego przebiegi w procesie przyspieszania — będzie uzależnione od warunków lotu, zaburzeń przepływu na wlocie do silnika, pracującego/nie pracującego dopalacza i zmian stanu silnika powodowanych jego zużyciem w czasie eksploatacji, przy czym będą uwzględnione wymagane tolerancje i 4-procentowy zapas bezpieczeństwa. Dzięki takiemu sposobowi sterowania wartości sprężarki i sprawności sprężarki będą większe, wyższa będzie również temperatura przed turbiną, w wyniku czego ciąg ma wzrosnąć o 10%, a jednostkowe zużycie paliwa zmniejszy się o 5÷7%.

Przedstawiona zasada sterowania systemem Hidec jest realizowana przez synchronizację procesu sterowania silnikiem i procesu sterowania samolotem — komputer analizuje warunki pracy silnika, warunki lotu oraz sygnały pochodzące od organów sterowania silnikiem i organów sterowania samolotem i wyznacza, na podstawie zaprogramowanych da-

nych, położenie punktu współpracy, które jest uzyskiwane za pomocą doboru przekroju dyszy wylotowej silnika.

Próby systemu Hidec, przeprowadzone na samolocie F-15, potwierdzają przewidywaną poprawę osiągnięć silnika. Nowy system ma być wprowadzony do eksploatacji na samolotach bojowych w latach dziewięćdziesiątych.

W.K.

Próby w locie silnika ze śmigłem wentylatorowym

Na przerobionym na latającą hamownię samolocie Boeing 727 są przeprowadzane próby doświadczalnego silnika General Electric UDF (Unducted fan), tj. silnika z nieosłoniętym wentylatorem, który można nazwać śmigłem wentylatorowym (ang. propfan). Wg konstruktorów silnika próby wykazują, że zarówno ciąg, jak i jednostkowe zużycie paliwa są zgodne z założeniami projektowymi. Poziom hałasu wytwarzanego przez śmigło wentylatorowe w czasie przelotu oraz w czasie startu i podchodzenia do lądowania odpowiada wynikom badań modelowych. Nie stwierdzono negatywnego wpływu zabudowy silnika na jego osiągi i wytwarzany hałas. W czasie jednej z prób, gdy badany silnik pracował z maksymalną prędkością obrotową, samolot lecąc na wysokości 10 800 m osiągnął prędkość odpowiadającą liczbie Macha 0,84.

W.K.

Airbus Industrie A.320

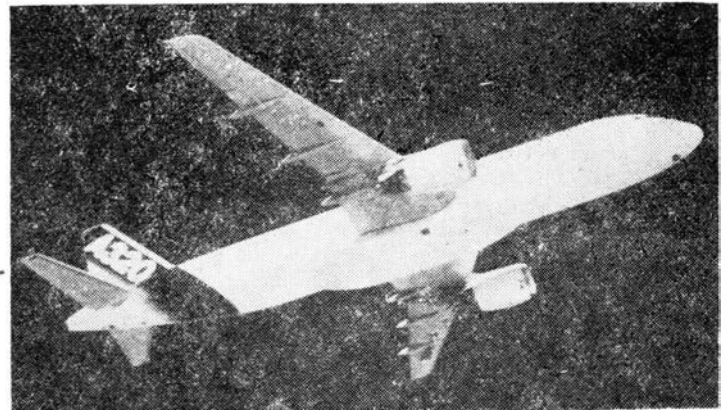
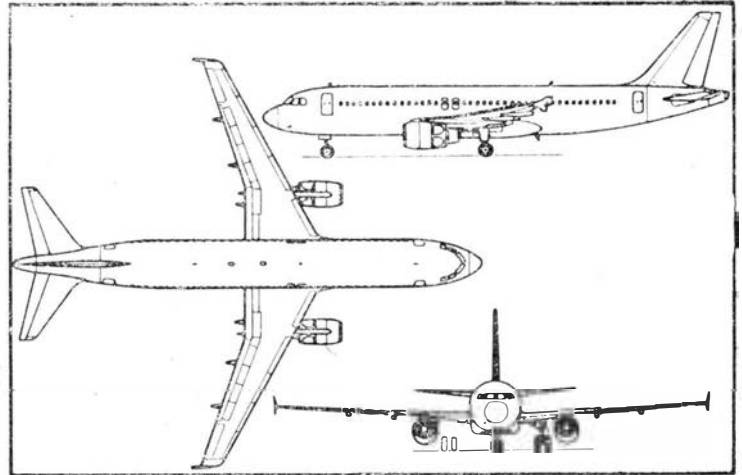
● Francja/W. Brytania/RFN ●

Odrzutowy samolot pasażerski na średnie i krótkie trasy

W 1988 r. ma być wprowadzony do eksploatacji nowy samolot z rodziny samolotów pasażerskich Airbus Industrie, średniej wielkości samolot na krótkie i średnie trasy A.320, którego prototyp wykonał pierwszy lot 14 lutego 1987 r. (projektowanie samolotu rozpoczęto w 1984 r.). Konstrukcja samolotu jest metalowa, tworzywa sztuczne zastosowano w stosunkowo niewielkim zakresie. Płat został opracowany przez British Aerospace, jest on wyposażony w kłapy, sloty i spoilery oraz umieszczone na końcach „skrzydełka”. Wykonany przez Aerospatiale półskorupowy kadłub ma wysokość 4,14 m i szerokość 3,95 m; mieści 179 foteli pasażerskich, po trzy w rzędzie po obu stronach środkowego przejścia, albo 152 fotele w typowym układzie kabiny — 84 w klasie turystycznej i 68 w ekonomicznej z podziałkami odpowiednio 86 i 78 cm. Załoga może być dwuosobowa. Użytkownik będzie mógł wybierać między silnikami CFM56-5 i V2500, oba typy mają ciąg 10 500÷11 000 daN, z tym że ten drugi ma zużywać mniej paliwa. Sterowanie jest typu fly-by-wire (elektroimpulsowe) z wyjątkiem mechanicznego uruchamiania steru kierunku. Samolot będzie budowany w dwóch wersjach: A.320-100 i A.320-200, przy czym ta druga wersja będzie mieć dodatkowe zbiorniki paliwowe w centralnej części płata, co zwiększy zapas paliwa z 15 588 l do 23 666 l. Dane techniczne odnoszą się do wersji A.320-100 z silnikami CFM56-5.

Dane techniczne

Rozpiętość	33,91 m
Długość	37,57 m
Wysokość	11,80 m
Powierzchnia nośna	122,40 m ²
Masa własna	37 788 kg
Masa handlowa maks.	19 212 kg
Masa startowa maks.	66 000 kg



Prędkość przelotowa	870	km/h
Zasięg maks.	3 570	km

W.K.

Urządzenie do wyznaczania naprężeń w łopatkach silników turbinowych

Konwencjonalna metoda pomiaru rozkładu naprężeń w łopatkę sprężarkowej o długości 15 cm wymaga ręcznego naklejenia na niej ponad 100 tensometrów, a następnie zarejestrowania i odczytania sygnałów z każdego tensometru dla różnych prędkości obrotowych sprężarki. Jest to proces bardzo pracochłonny i kosztowny. Ostatnio firma Lynn Engineering's Component Development Laboratories zainstalowała, wypróbowała i zastosowała w praktyce analizator naprężeń SPATE 8000 zbudowany przez Ometron. Potrzebuje on mniej niż 10 tensometrów na łopatkę — służą one wyłącznie do skalowania urządzenia — zapewniając prawie identyczne wyniki z wynikami uzyskanymi metodą konwencjonalną. Umożliwia poza tym pomiar naprężeń na cienkich krawędziach i narożach, gdzie tensometry nie mogą być naklejone.

SPATE 8000 jest bardzo czułym urządzeniem mierzącym lokalne temperatury przy użyciu kamery na podczerwień. W celu dodatkowego skrócenia czasu trwania pomiaru zastosowano w nim układ luster, które umożliwiają kamerze równoczesną obserwację wklęsłej i wypukłej strony łopatki. Rozkład naprężeń w łopatkę wyznacza się w ułamku sekundy, a koszty pomiarów są znacznie niższe niż przy użyciu starszych metod. Urządzenie zostało już zastosowane do pomiaru naprężeń w łopatkach sprężarki niskiego ciśnienia LM1600.

W.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowa metoda zabezpieczenia części przed korozją

Zakład Lockheed — Georgia opracowuje nową metodę zabezpieczenia przed korozją części wykonanych ze stopów aluminiowych. Metoda ta ma być skuteczniejsza od wszystkich dotychczas stosowanych oraz ma zmniejszyć koszty produkcji, masę części i zużycie szkodliwych dla środowiska związków organicznych.

Nowy proces polega na organicznym połączeniu anodowania części z pokrywaniem ich żywicą poliuretanową, co eliminuje konieczność nakładania warstwy poliuretanu po anodowaniu. Proces ten jest wypróbowywany na badawczej linii produkcyjnej w ciągu sześciu miesięcy. Płyty pokryte nową warstwą ochronną zostały przekazane do badań we Wright Aeronautical Laboratories, pięć elementów zostało zamontowanych w samolocie transportowym Lockheed C-5B. Dane uzyskane z badań laboratoryjnych i z eksploatacji posłużą do zweryfikowania parametrów procesu.

Wstępne badania potwierdzają, że nowa metoda jest skuteczniejsza od konwencjonalnego anodowania i następnie pokrywania tworzywem oraz że eliminuje ona ułatwienie się związków organicznych, ponieważ poliuretan nakłada się przez immersję, a nie przez natryskiwanie.

W.K.

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (II)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

ŚMIGŁOWIEC GEORGE'A DE BOTHEZATA (1922 r.)

Zbudowany w USA śmigłowiec rosyjskiego emigranta George'a de Bothezata był pierwszym latającym wiroplatem, który powstał poza Europą. Był również pierwszym śmigłowcem, na którego projekt i budowę został podpisany kontrakt, określający wymagane właściwości lotne i osiągi, terminy, warunki płatności oraz podział obowiązków między konstruktorem i zleceniodawcą.

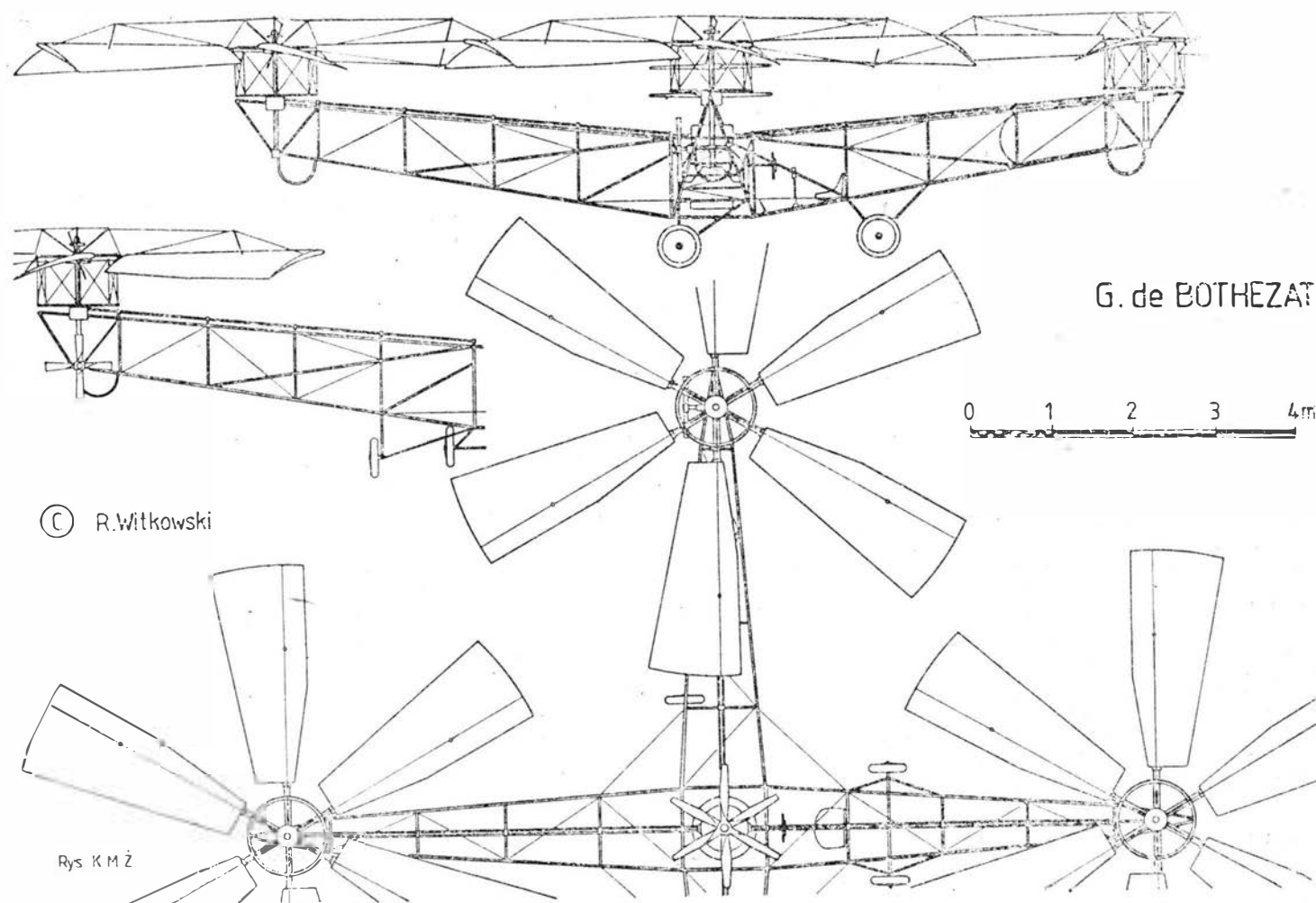
Dr George de Bothezat przybył do Ameryki w 1919 r. i miał opinię znawcy zagadnień lotu pionowego. W Piotrogradzie prowadził na ten temat wykłady, opracował teorię wirników nośnych. Mówił o sobie, że jest „największym uczonym świata i wybitnym matematykiem”, który tylko w następstwie bolszewickiej rewolucji nie zdołał w Rosji zrealizować budowy użytkowego śmigłowca.

Autoreklamie G. de Bothezata ulegli ludzie kierujący utworzonym w 1917 r. Wydziałem Technicznym armii USA. Wiedzieli oni, że prace nad śmigłowcami były podejmowane w cesarstwie austro-węgierskim i we Francji i pragnęli włączyć Amerykę do wyścigu w nowej dziedzi-

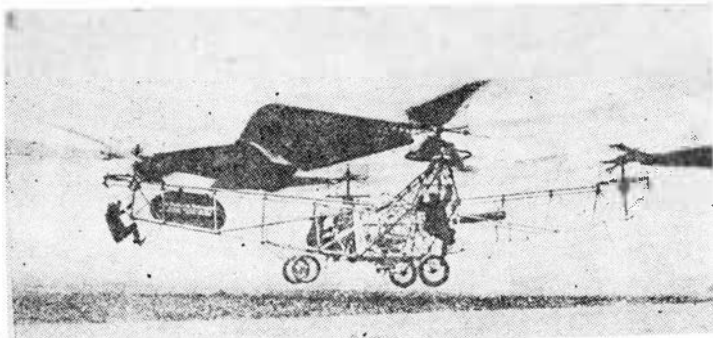
nie techniki. Eloquentny emigrant mógł w tym być bardzo pomocny.

31 maja 1921 r. G. de Bothezat przedstawił w Wydziale Technicznym koncepcyjny projekt czterowirnikowego śmigłowca. 1 lipca, czyli zaledwie miesiąc później, został podpisany między konstruktorem i armią USA kontrakt dotyczący realizacji projektu. Konstruktor zobowiązał się opracować dokumentację techniczną śmigłowca oraz zbudować i wypróbować prototyp w locie, natomiast zleceniodawca miał zapewnić pomieszczenie do budowy, niezbędne materiały, narzędzia i siłę roboczą. Za dokumentację śmigłowca konstruktor miał otrzymać 5000 \$, za zbudowanie prototypu 4800 \$, a za pierwszy swobodny lot 2500 \$. Gdyby śmigłowiec osiągnął wysokość 100 m, a w zniżaniu ze zdławionym silnikiem nie przekroczył prędkości opadania 4,5 m/s, G. de Bothezat miał dodatkowo otrzymać 7500 \$. Termin wykonania zlecenia określono w kontrakcie na 1 stycznia 1922 r., później przesunięto go na 31 maja 1922 r. Wszystkie prace miały być tajne.

Śmigłowiec budowano w hangarze wojskowego lotniska McCook Field w Dayton w stanie Ohio. Gdy zaczęto mon-



Rys. 1. Śmigłowiec G. de Bothezata



Rys. 2. Śmigłowiec G. de Bothezata w locie na lotnisku McCook Field 17 kwietnia 1923 r.

tować śmigłowiec, hangar okazał się jednak za mały, obok niego rozstawiono więc wielki namiot bez dachu. Doprowadziło to do częściowego niedotrzymania tajności, gdyż do tajemniczego namiotu zaglądały z góry (mimo gwałtownych protestów G. de Bothezata) załogi wszystkich samolotów latających nad lotniskiem.

To, co w połowie grudnia 1922 r. wyłoniło się spoza ścian namiotu miało postać kratowej struktury o kształcie równoramiennego krzyża z czterema wielkimi, budzącymi zaufanie wirnikami nośnymi osadzonymi na każdym z ramion. W centralnej części śmigłowca znajdował się gwiazdowy, chłodzony powietrzem silnik Rhône o mocy 132,5 kW (180 KM) z wałem skierowanym w górę ku przekładni głównej, z której były wyprowadzone napędy wirników. Wirniki miały po 6 łopat o konstrukcji mieszanej (dźwigar stalowy, pokrycie sklejkowo-płócienne) o średnicy po 6,71 m. Śmigłowiec miał ponadto cztery śmigła pomocnicze o konwencjonalnej konstrukcji. Dwa z nich (czteroramienne), przeznaczone do sterowania lotem poziomym, były umieszczone na końcach bocznych ramion kadłuba, zaś dwa pozostałe (trójłopatowe) były zabudowane wspólnie nad silnikiem jako elementy systemu sterowania lotem pionowym przy zniżaniu.

Układ sterownic na miejscu pilota był bardzo skomplikowany. Składał się z drążka i pedałów do sterowania podłużnego i poprzecznego (wywoływanego zmianami skoku ogólnego odpowiednich par wirników), kierunkowego (wywoływanego zmianami ciągu śmigieł pomocniczych), sterownicy podobnej do kierownicy samochodu (z dwoma koncentrycznymi kołami, z których większe obsługiwało jednakową dla wszystkich wirników zmianę skoku ogólnego, a mniejsze podobną wspólną zmianę skoku śmigieł pomocniczych na wysięgnikach kadłuba) oraz z dźwigni sterowania obrotami silnika.

Miejsce pilota znajdowało się w tylnym ramieniu kratownicy kadłuba. Było to miękkie siodełko osłonięte od strony silnika metalową płytą, która miała chronić od gorąca i gazów wylotowych. Jak zgrzyliwie zauważył jeden z inżynierów współpracujących przy budowie śmigłowca, „aby odnaleźć pilota w gąszczu rur i linek, trzeba brać do ręki rysunki”.

Pierwszy lot śmigłowca, trwający 1 min 40 s, odbył się 18 grudnia 1922 r. o godz. 9. Pilotem był inicjator budowy maszyny, szef Wydziału Technicznego, mjr Thurman H. Bane. Oderwanie od ziemi nastąpiło przy prędkości wirników 90 obr/min, osiągnięta wysokość wyniosła 1,8 m (6 stóp). Wiatr zniósł śmigłowiec o 100 m od miejsca wzlotu, przy lądowaniu potoczył się zaledwie 1 m. T. H. Bane kilkakrotnie powtórzył lot.

Następną serię sześciu jednonominutowych lotów wykonał 21 grudnia inny pilot, por. Frank Carroll. 19 stycznia 1923 r. T. H. Bane uniósł się w powietrze z „pasażerem” uciepionym do kratownicy kadłuba. Tego samego dnia „wylaszował się” na śmigłowcu trzeci pilot, weteran Art Smith. A. Smith pierwszy wypowiedział się nt. stopnia trudności pilotowania maszyny. Stwierdził, że „jest to znacznie bardziej skomplikowane niż sterowanie normalnym samolotem”. czemu trudno się dziwić pamiętając, ile sterownic musiał pilot obsługiwać.

Po styczniowych lotach G. de Bothezat zmienił silnik na większy, rozwijający moc 162 kW (229 KM) i zdemontował dwa śmigła pomocnicze przewidziane do sterowania lotem poziomym. Poprawiło to udźwignięcie śmigłowca — w kwietniu śmigłowiec latał z jednym, dwoma, a nawet trzema „pasażerami”, ale innych właściwości lotnych śmigłowca to nie zmieniło. Pojawiły się natomiast silne drgania kratownicy kadłuba.

Obserwujący próby śmigłowca przedstawiciele armii USA wydali konstrukcji negatywną opinię, uznając ją za przedsięwzięcie nieudane, bez perspektyw rozwojowych. Po dwóch latach pracy i po wydatkowaniu ogromnej w owym czasie kwoty 200 tys. dol. prace nad śmigłowcem G. de Bothezata przerwano.

Śmigłowiec, umieszczony w hangarze lotniska McCook Field, stał się przedmiotem drwin — „sen de Bothezata, który okazał się koszmarem”. Wkrótce został rozmontowany. Konstruktor ciężko przeżył niepowodzenie. Opinia „największego uczonego świata” prysnęła jak bańka mydlana. W dalszym rozwoju techniki śmigłowcowej nie brał już udziału.

Dane techniczne

Średnica pojedynczego wirnika nośnego	6,71 m
Powierzchnia tarcz wszystkich wirników nośnych	141,4 m ²
Długość z wirnikami	18,9 m
Szerokość z wirnikami	19,82 m
Wysokość	3,05 m
Masa własna	1627 kg
Masa startowa maks.	1832 kg
Długość trwania zawisu	1 min 40 s
Wysokość zawisu	1,8 m

ŚMIGŁOWIEC ETIENNE OEMICHENA „№ 2” (1923 r.)

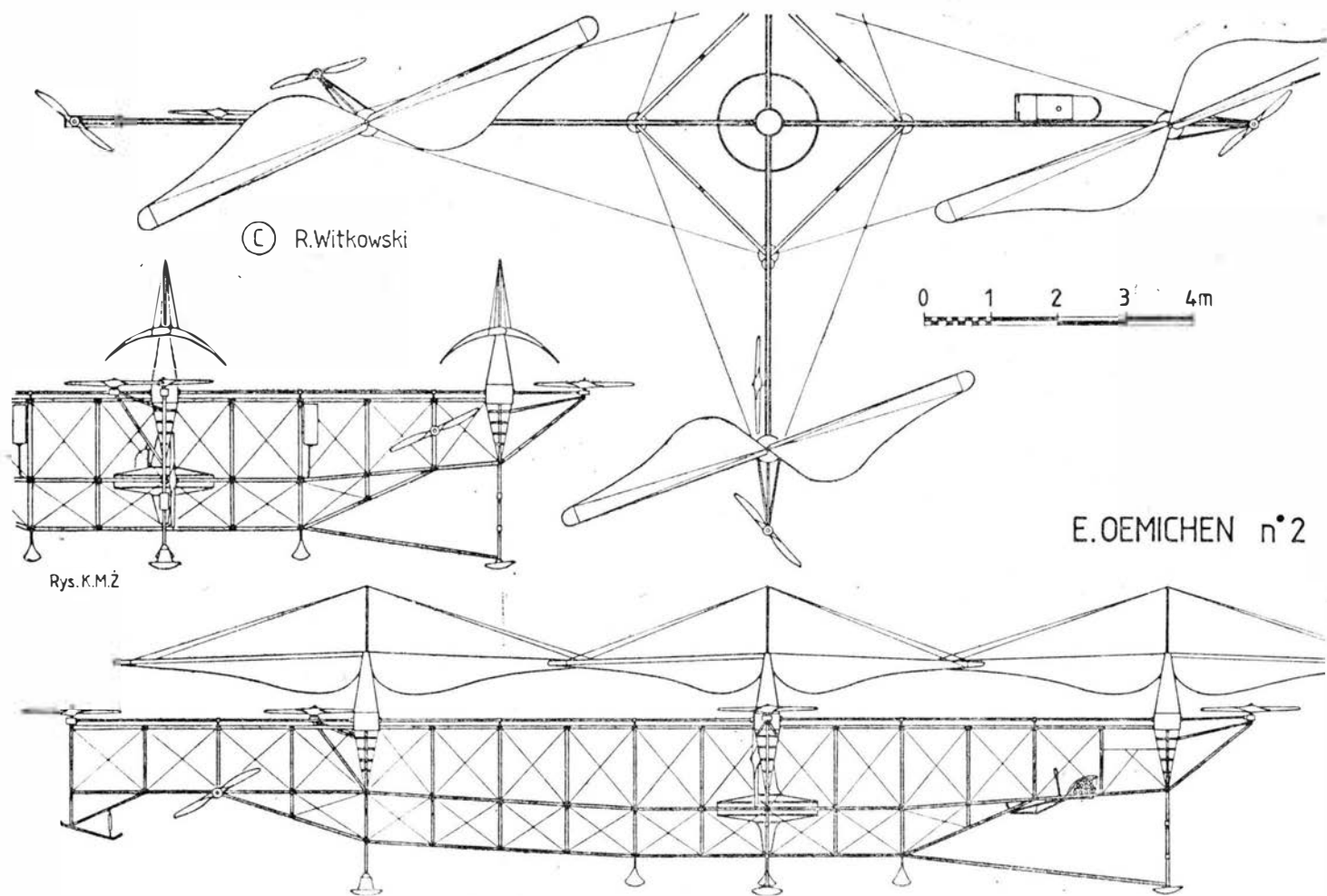
Śmigłowiec Numero deux („№ 2”) francuskiego konstruktora Etienne Oemichena (1884÷1955) zapisał się w dziejach techniki śmigłowcowej tym, że wykonano na nim pierwszy lot po obwodzie zamkniętym 1 km. Historyczne to wydarzenie miało miejsce 4 maja 1924 r. Oznaczało (w przekonaniu współczesnych) przełamanie pewnej „psychologicznej bariery” w rozwoju śmigłowców, które do tej pory jeśli nawet odrywały się od ziemi, to na ogół tylko po to, by — z mniejszym lub większym trudem — tkwić w zawisie bez możliwości ruchu do przodu.

Etienne Oemichen, inżynier firmy Peugeot w Valentigney, w Alzacji, początkowo interesował się lotem owadów i ptaków. Napisał nawet na ten temat książkę pt. Nos Maîtres, les Oiseaux (Nasi mistrzowie, ptacy), w której stwierdził, że lot ptaków jest rezultatem przekazywania energii drgających skrzydeł do otaczającego je powietrza. Uznając, że teoria ta może być wykorzystana do lotu śmigłowca, nakreślił pomysł maszyny latającej z drgającymi łopatomi poziomo umieszczonych śmigieł. Trudności mechaniczne sprawiły, że E. Oemichen zaprojektował swój pierwszy śmigłowiec — Numero un („№ 1”) — w układzie podobnym do układu śmigłowca P. Cornu z 1907 r., z dwoma sztywnymi dwułopatowymi śmigłami-wirnikami o średnicy 6,4 m i z silnikiem o mocy 14,7÷18,4 kW (20÷25 KM). Ponieważ jednak okazało się, że sumaryczny ciąg wirników jest niewystarczający do uniesienia śmigłowca w powietrze, konstruktor zaopatrzył go dodatkowo w miękkie balony gazowy o pojemności 144 m³ przymocowany nad kratownicą kadłuba. Balon spełniał dwie funkcje: wytwarzał dodatkową siłę nośną, zapewniając hybrydzie zdolność do lotu, oraz zwiększał jej stateczność.

Próby balono-śmigłowca rozpoczęto 15 stycznia 1921 r. w obecności przedstawicieli służby technicznej departamentu aeronautyki. Pilotowany przez konstruktora śmigłowiec unosił się na wysokość od 0,5 do 1,5 m przez 45 s, co wystarczało do wykonania zdjęć dokumentalnych. Dłuższe loty nie były możliwe ze względu na powstające (mimo uszczelniającego działania balonu) oscylacje śmigłowca. Dopiero po poprawieniu układu sterowania ciągiem wirników czas lotów znacznie się wydłużył, a wysokość wzrosła do 6 m. Łącznie E. Oemichen wykonał na „№ 1” 92 wzloty.

Próby Numero un dały konstruktorowi wiele doświadczeń i materiałów do przemyśleń. Opierając się na nich, zaprojektował kolejny śmigłowiec nazwany Numerem dwa — Numero deux („№ 2”).

W nowym śmigłowcu E. Oemichen wykorzystał ideowy schemat śmigłowca Breguet-Richet z 1907 r., lecz zmodyfikował go. Zachował układ kratowego kadłuba w kształcie (w widoku z góry) równoramiennego krzyża, ale na końcach ramion umieścił wirniki o mniej skomplikowanej konstrukcji. Miały one po dwie łopaty i były różnicowane pod względem wielkości: dwa, z przodu i z tyłu, miały średnicę 7,5 m, zaś dwa boczne po 6,5 m. Wirniki obracały się z prędkością 145 obr/min. Na przedłużeniach ramion kadłuba zostały zamontowane małe śmigła pomocnicze: pięć poziomych o średnicy 1,45 i 1,55 m (dwa z przodu i

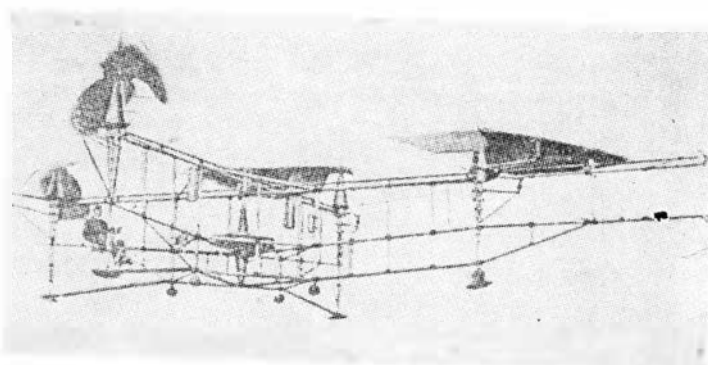


Rys. 3. Śmigłowiec E. Oemichena „N° 2”

po jednym z tyłu i po bokach) do sterowania podłużnego i poprzecznego i trzy pracujące w płaszczyźnie pionowej, z których dwa miały służyć do wywoływania lotu w przód i jedno do sterowania obrotami wokół osi pionowej. Ciąg śmigieł pomocniczych był zmieniany przez przestawianie skoku łopaty.

Krzyżowa konstrukcja kadłuba była wykonana z rur duralowych i usztywniona cięgnami z drutu fortepianowego. W środku kratownicy był umieszczony rotacyjny silnik gwiazdowy Rhône o mocy 88 kW (120 KM) oraz wielki tabilizator giroskopowy. Nad silnikiem znajdowała się główna przekładnia, z której były wyprowadzone napędy wirników nośnych i śmigieł pomocniczych.

Całkowita masa śmigłowca wynosiła 1000 kg.



Rys. 5. Śmigłowiec „N° 2” w jednym z lotów próbnych



Rys. 4. Etienne Oemichen

Pierwszy lot „N° 2” odbył się w maju 1923 r. i trwał 5 min. Prócz zawisu śmigłowiec przemieścił się na odległość 120 m. Pod koniec roku długość lotów, wykonywanych na wysokości od 1 do 3 m, wynosiła 700 m. Na początku 1924 r. udało się pilotowi pokonać obwód zamknięty 525 m. 4 maja 1924 r. o godz. 20, w obecności członków oficjalnej komisji, pilotowany przez E. Oemichena śmigłowiec obleciał bez lądowania wytyczoną palikami na polach wioski Graviers k. Valentigney trójką trasę długości 1000 m. W miejscu tego historycznego lotu Aeroklub Francji w październiku 1950 r. umieścił tablicę pamiątkową.

Numero deux wykonał w sumie ponad 1000 lotów w ciągu ok. 30 h, we wszystkich pilotem był konstruktor. Najlepszymi osiągnięciami śmigłowca były: wysokość lotu 16 m, długość 14 min, odległość w linii prostej 1850 m i udźwignięcie ładunku użytecznego 200 kg.

„Śmigłowiec pierwszego kilometra”, jak „N° 2” jest często nazywany w literaturze śmigłowcowej, miał bardzo skomplikowaną konstrukcję. Prócz 4 wirników i 8 śmigieł pomocniczych, miał on 13 różnych przekładni. Jego twórca

zdawał sobie sprawę z braku perspektyw takiego układu. W 1928 r. zaprojektował więc i zbudował następny śmigłowiec Numero trois („N° 3”) z pojedynczym dwułopatowym wirnikiem nośnym o średnicy 9,05 m i dwoma tylko śmigłami pomocniczymi o średnicy 1,56 m. Do lotów tego śmigłowca nie doszło.

Ostatnim obiektem latającym zbudowanym przez Etienne Oemichena był Helicostat, miękki sterowiec o pojemności 400 m³, napędzany silnikiem Salmson o mocy 29,4 kW (40 KM). Wykonywał on loty długości 50 km. Później Etienne Oemichen poświęcił się pracy dydaktycznej. W 1938 r. został mianowany profesorem College de France. Zmarł w 1955 r.

Dane techniczne

Średnica wirników nośnych	7,5 i 6,5 m
Średnica śmigieł pomocniczych	1,45 i 1,55 m
Powierzchnia tarcz wirników	157,4 m ²
Długość z wirnikami	20,85 m
Szerokość z wirnikami	16,5 m
Wysokość	4,7 m
Masa własna	1000 kg
Masa ładunku użytecznego	200 kg
Masa w locie maks.	1200 kg
Zasięg	1850 m
Długość trwania lotu	14 min
Pałap	16 m

Francuski samolot hipersoniczny

Francuzi pracują nad projektem hipersonicznego samolotu komunikacyjnego. Zasięg samolotu jest przewidywany na ok. 12 tys. km, a prędkość ok. 6100 km/h (Ma=5); będzie więc 2,5 raza szybszy niż Concorde. Przy tej prędkości będzie przebywał Atlantyk w ciągu 1 h.

Aerospatiale, francuski producent raket i samolotów, przygotował wstępny szkicowy projekt na tegoroczny Salon Paryski. Projekt opracowano na podstawie doświadczeń zebranych przy budowie i eksploatacji Concorde oraz rakiety Ariane. Nowa generacja hipersonicznych samolotów będzie realizowana dopiero w XXI w. Aerospatiale planuje powołanie konsorcjum do budowy nowego samolotu.

W USA także rozpoczęto prace nad projektem hipersonicznego liniowca (projekt Orient Express). Innymi konkurentami są: brytyjski Hotol i zachodniemiecki Saenger. Projekt francuski jest jednak bardziej umiarkowany niż Hotol i Saenger: te dwa ostatnie mają latać raczej w przestrzeni kosmicznej niż w atmosferze ziemskiej.

Wg francuskiego magazynu Le Point, samolot firmy Aerospatiale ma ważyć 300 t, tj. prawie 2 razy więcej niż Concorde, ma przewozić 150 pasażerów i latać na wysokości 24 400÷27 500 m (80 do 90 tys. stóp).

Wg Aerospatiale nadal istnieje wiele problemów, które muszą być rozwiązane zanim budowa samolotu będzie realna, m.in. znany od dawna problem nagrzewania się konstrukcji; przy prędkości Ma=5 temp. ma osiągać 600°C. Ponadto konieczne będzie udoskonalenie silników, aby uzyskać 200 do 250 t ciągu (tj. ok. 15 razy więcej niż mają istniejące konstrukcje). Rozwiązania wymagają także problemy aerodynamiczne: poboru powietrza i sterowania.

Jakkolwiek projekt firmy Aerospatiale można by ułożyć pomiędzy Concorde i dwoma bardziej ambitnymi: Hotolem i Saengerem, inżynierowie twierdzą, że nie będzie to proste rozwinięcie Concorde.

Wg *Financial Time*, March 17, 1987 opracował mgr inż. J. Zwierzyński.

Tony wolnocłowych towarów zagrażają bezpieczeństwu samolotów

Na pokładach dużych samolotów przewozi się tony wolnocłowych towarów. Chodzi tu zarówno o towary przewożone przez samych pasażerów, jak i te, które są zmagazynowane na pokładzie w celu sprzedaży w czasie lotu. Zdaniem organizacji konsumentów pod nazwą Federation of Airlines Passengers Assn. (IFAPA) podnosi to koszt biletów lotniczych.

Wg IFAPA wyłącznie na trasach północnoatlantyckich wozi się w obu kierunkach 72 000 t alkoholu w ciągu roku. Oznacza to konieczność spalania 6,5 mln galonów paliwa — jego koszt muszą pokryć pasażerowie. Bagaże zawierające te towary blokują przejścia w kabinach i powodują dodatkowe ryzyko pożaru. Niektórzy pasażerowie, którzy przeżyli wypadek w Manchester we wrześniu ub.r. twierdzą, że torby z towarami wolnocłowymi składowane między fotelami i w przejściu blokowały ich ucieczkę.

Zarówno piloci, organizacje konsumenckie, jak i urzędy celne są za tym, aby prowadzić wolnocłową sprzedaż tylko na lotnisku przylotu. Na pokładzie można by tylko zamać. Linie lotnicze i porty sprzeciwiają się tej sugestii. Zarządy portów argumentują to nie tylko ekonomicznym znaczeniem zysku z tej sprzedaży, ale także tym, że zmiana koncepcji wymagałaby poważnych zmian w aranżacji przylotowej części portów i nieuniknione zakłócenia dla pasażerów. Nie odrzucając tego argumentu zwolennicy zmiany podkreślają, że względy bezpieczeństwa pasażerów muszą przeważać nad względami finansowymi. Oczywiście domagając się zmiany, jej promotorzy nie oczekują, że stanie się to z dnia na dzień.

Władze zajmujące się bezpieczeństwem są także zadowolone z ilości ręcznego bagażu zabieranego na pokład (w tym towarów wolnocłowych). Podejmowane są wysiłki, aby tę ilość ograniczyć i unormować.

Wg *The Times*, December 27, 1986 opracował J. Zwierzyński

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

DZIERŻANOWSKI P.: Multizyklon-Fliehkraftstaubscheider für ein Agrarflugzeug. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 2, S. 4

In dem Aufsatz wird der Entwurf eines interialen Staubfängers für die Eintrittsluft am Motor des Flugzeuges Kruk vorgestellt. Der Staubscheider besteht aus achsig angeordneten Fliehkraftabscheidern mit geradem Durchfluss und hat einen Nodulaufbau. Das Absaugen des getrennten Staubes erfolgt durch Vetreibung mit Abgasen des getrennten Staubes erfolgt durch Vetreibung mit Abgasen in der Austrittsanordnung. Es wird auf die Nutzungsmöglichkeit des Luftschraubenstromes zur Erhöhung des Luftdruckes am Staubscheiderintritt hingewiesen.

ZWIERZYŃSKI J.: Flugsicherheit im Jahre 1986. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 2, S. 6

Der Aufsatz gibt eine Statistische Beurteilung der Flugsicherheit der Verkehrsflugzeuge im Jahre 1986 im Vergleich mit den Jahren 1980÷1985. Es werden die Beförderungsarten berücksichtigt und die Zahl der Flugzeugunfälle sowie der Opfer bezüglich der einzelnen Flugphasen, angeführt.

KARDYMOWICZ A.: Analyse der Flugleistungsmesswerte eines Luftschraubenflugzeuges. Teil II — Flugleistung. TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 2, S. 8

Es wird die Analysenmethodik der Flugleistungsmesswerte für die Ermittlung der vollen Leistungscharakteristik des Flugzeuges, gemäss den gegenwärtigen Flugzeugbauvorschriften, dargestellt. Im 2. Teil wird die Steigungscharakteristik des Flugzeuges beim stationären Flug behandelt.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (II). TLiA, XLIII Jhrg., 1988, H. 2, S. 20

Im 2. Teil werden die Hubschrauber von George de Bothezat (1922) und von Etienne Oemichen "N° 2" (1923) vorgestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ДЗЕРЖАНОВСКИ П.: Мультициклонный инерционный инерционный пылефильтр для сельскохозяйственного самолета. TLiA, т. 43, 1988 г., № 2, с. 4

В статье описан проект инерционного пылефильтра для всасываемого воздуха двигателя самолета Крук. Пылефильтр состоит из осевых циклонов с прямым течением и имеет модульную структуру.

Отсос тоделенных частиц пыли производится с помощью эжекторной системы, выхлопными газами. Указана возможность использования кинетической энергии потока воздуха от винта для повышения давления воздуха в воздухозаборнике пылефильтра.

ЗВЕЖИНСКИ Я.: Безопасность полетов в 1986 г. TLiA, т. 43, 1988 г., № 2, с. 6

Статистическая оценка безопасности полетов пассажирских самолетов в 1986 г. и сравнение с 1980—1985 годами. Учитывается характер перевозок, указано распределение происшествий и числа жертв по стадиям полета.

КАРДЫМОВИЧ А.: Анализ результатов измерений летных характеристик винтового самолета. Ч. II — Характеристики установившегося полета. TLiA, т. 43, 1988 г., № 2, с. 8

Описана методика анализа результатов измерений летных характеристик самолета, позволяющая полную характеристику самолета, которую требуют современные нормы летной годности. Во второй части описана характеристика скороподъемности самолета в установившемся полете.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (II ч.). TLiA, т. 43, 1988 г., № 2, с. 20

Во второй части статьи описаны вертолет Жоржа де Ботезата от 1922 г. и вертолет Этьен Омишена „№ 2” от 1923 г.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Publikacje nt. historii polskiej techniki lotniczej ZE ŚWIATA	1
STATYSTYKA LOTNICZA: PLL LOT 1984-1985 (II)	2
P. Dzierżanowski: Multicyklonowy odpylacz bezwładnościowy do samolotu rolniczego	3
J. Zwierzyński: Bezpieczeństwo lotów w 1986 r.	4
A. Kardymowicz: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Część II — Osiągi w locie	6
NOWOŚCI TECHNICZNE: Benzyna samochodowa Super stosowana do napędu samolotów jednosilnikowych, Nowe magnetyczne urządzenie Multi-Mag do badań nieniszczących	10
KARTOTEKA TLiA: NASA/Rockwell International Space Shuttle	11
NOWOŚCI TECHNICZNE: Silnik SNECMA M88 do myśliwca Rafale, Nowy system komputerowy do kontroli ruchu w USA	14
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (X)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie przed oblodzeniem (I)	16
PROTOTYPY: Let L-23 Blanik	18
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowy system sterowania silnikami odrzutowymi, Próby w locie silnika ze śmigłem wentylatorowym	18
PROTOTYPY: Airbus Industrie A.320	19
NOWOŚCI TECHNICZNE: Urządzenie do wyznaczania naprężeń w łopatkach silników turbinowych, Nowa metoda zabezpieczenia części przed korozją	19
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (II) (Z DZIAŁÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
Francuski samolot hipersoniczny	23
Tony wolnocłowych towarów zagrażają bezpieczeństwu samolotów	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	II okł.
WARUNKI PRENUMERATY NA 1988 r.	III okł.

Na okładce: Samoloty Potez 25 — rys. K. Cieślak

DZIERŻANOWSKI P.: Multicyklonowy odpylacz bezwładnościowy do samolotu rolniczego. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 2, s. 4

W artykule przedstawiono projekt odpylacza bezwładnościowego powietrza wlotowego do silnika samolotu Kruk. Odpylacz jest zbudowany z cyklonów osiowych z przepływem prostym i ma konstrukcję modułową. Odsysania odseparowanych pyłów dokonuje się przez ejective spalinami w układzie wylotowym. Pokazano możliwość wykorzystania energii kinetycznej strumienia zaśmigłowego w celu zwiększenia ciśnienia powietrza na wlocie do odpylacza.

ZWIERZYŃSKI J.: Bezpieczeństwo lotów w 1986 r. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 2, s. 6

Ocena bezpieczeństwa lotów dla samolotów komunikacyjnych w 1986 r. w statystyce oraz porównanie z latami 1980-1985. Artykuł uwzględnia rocznie przewozów oraz podaje liczbę wypadków lotniczych i ich ofiar w odniesieniu do poszczególnych faz lotu.

KARDYMOWICZ A.: Analiza wyników pomiarów osiągnięć samolotu śmigłowego. Cz. II — Osiągi w locie. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 2, s. 8

Opisano metodykę analizy wyników pomiarów osiągnięć samolotu, pozwalającą na uzyskanie pełnej charakterystyki osiągnięć samolotu, wymaganej przez współczesne przepisy budowy sprzętu lotniczego. W cz. II omówiono charakterystykę wznośzenia samolotu w locie ustalonym.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (II). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 2, s. 20

W cz. II artykułu omówiono śmigłowiec George'a de Bothezata z 1922 r. i śmigłowiec Etienne Oemichena "N° 2" z 1923 r. 1923 r.

CONTENTS

DZIERŻANOWSKI P.: Multicyclone inertia dust separator for agricultural aircraft. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 2, p. 4

A design of inertia filter of inlet air for the Kruk ag-plane engine has been shown. The dust separator of modular design consists of axial cyclones with straight flow. The separated dust particles are sucked off by exhaust gas ejection in the exhaust system. A possibility to use propeller race kinetic energy to increase the dust separator inlet air pressure has been demonstrated.

ZWIERZYŃSKI J.: Flight safety in 1986. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 2, p. 6

Flight safety of airliners in 1986 in statistical figures has been assessed and compared with that of the period from 1980 till 1985. Types of transport services have been taken into account and quantities of aircraft accidents and casualties have been given in relation to particular stages of flight.

KARDYMOWICZ A.: Analysis of measurement results of propeller aircraft performance. Part II — Flight performance. TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 2, p. 8

Method of analysis of aircraft performance measurement results has been described. This method makes it possible to obtain full aeroplane performance characteristics as required by current aircraft building regulations. Climbing characteristics of an aeroplane during steady flight have been discussed in part II of this article.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (II). TLiA, vol. XLIII, 1988, No. 2, p. 20

Helicopters built by George de Bothezat in 1922 and by Etienne Oemichen in 1923 the latter being as "N° 2" have been described in part II of this article.

cd. na s. 23

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głusiński, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzycz, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kotodźbiński, 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. Mikuszczyk, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Otszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0981-1300/87. Nakład 5392 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-6.

Cena egzemplarza zł 150,—

Prenumerata roczna zł 1800,—



cd. z II s. okł.

Przed rozpoczęciem obrad, mgr inż. P. Rudny — dyr. OBR SK Mielec, został u-honorowany Srebrną Honorową Odznaką SIMP, którą wręczył mu przew. Zarządu Głównego SIMP mgr inż. A. Lipiński.

Następnie zabrał głos kol. S. Śmist, który powiedział: w naszym zakładzie prowadzimy działalność stowarzyszeniową ściśle związaną z pracą zawodową. Wraz z wprowadzeniem nowych technologii, inżynierowie i technicy zostali zdopingowani do ciągłego podnoszenia swoich kwalifikacji zawodowych. W ostatnim okresie staraniem Zarządu Koła SIMP został zorganizowany kurs praktycznej obsługi komputerów, są wygłaszane odczyty o tematyce technicznej oraz były zorganizowane wyjazdy na wystawy techniczne. Nawiązano także współpracę z innymi ośrodkami lotniczymi m.in. z Kołem SIMP przy WSK Swidnik i WSK Warszawa-Okęcie.

Następnie zabrał głos kol. S. Książek — stwierdził on, że stosowanie nowoczesnej technologii wytwarzania samolotów oraz troska o dobrą jakość materiałów (w czym nie mała rolę mają członkowie Koła SIMP) przyczyniły się do zajęcia przez zakład czołowej pozycji w kraju wśród zakładów branży lotniczej. Zarząd Koła SIMP podejmuje stałe działania na rzecz swoich członków, m.in. został zorganizowany kurs języków obcych, udzielono pomocy merytorycznej w uzyskaniu specjalizacji zawodowej ponad 80 inżynierom, legitymującym się efektami ekonomicznymi wynikającymi z wdrożeń. Zostały złożone pierwsze wnioski dot. specjalizacji zawodowej techników. Podpisano umowę o współpracy z Ministerstwem Lotnictwa ZSRR gwarantującą m.in. wymianę specjalistów w celu szkolenia. Realizowane są postulaty w sprawie zwiększenia płac inżynierom i technikom, zwłaszcza za twórczą działalność zawodową w dziedzinie projektowania.

Następnie mgr inż. Cz. Lachowicz — dyr. ZORPOT w Rzeszowie i członek Zarządu Oddziału Wojewódzkiego SIMP w

Rzeszowie, poinformował o wielu pracach wykonywanych na rzecz przemysłu lotniczego, który jest rzeczywiście nośnikiem postępu technicznego. Oddział Wojewódzki SIMP w Rzeszowie skupia obecnie 4100 członków. Zarząd przygotowuje się do jubileuszu 50-lecia w 1988 r. Będzie to okazja do zaprezentowania własnych osiągnięć. Słowa te skierował szczególnie do działaczy SIMP-owskich w Mielcu, gdzie jest zgrupowana liczna kadra techniczna i — wg oceny Zarządu Oddziału — zajmuje ona drugą pozycję w województwie rzeszowskim.

Mgr inż. M. Mikluszka, przew. Sekcji Lotniczej Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Rzeszowie, omówił zakres współpracy ośrodków lotniczych w Mielcu i Rzeszowie. Ośrodki te działają na zasadzie pełnej autonomii i nie ma żadnych przeszkód, aby ta współpraca była nadal kontynuowana.

Na zakończenie zabrał głos kol. A. Lipiński. Zwrócił on uwagę na to, że Oddział Wojewódzki SIMP powinien być jednostką integrującą i koordynującą współpracę międzyzakładową kół oraz poszczególnych sekcji naukowo-technicznych. Natomiast koła i sekcje powinny pomagać przy uzdrawianiu gospodarki zakładów, dbać o podnoszenie kwalifikacji członków i umożliwiać pracę w ZORPOT. W tym celu Zarząd Główny SIMP czyni starania o zniesienie 12% bariery finansowej.

Kol. J. Lewitowicz podsumował bogatą i wielokierunkową działalność Sekcji Lotniczej w Mielcu.

W drugiej części odbyło się zwiedzanie Izby Pamięci Zakładu, w której znajdują się eksponaty wszystkich typów samolotów produkowanych od 1939 r. w WSK Mielec. Zwiedzano także Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu oraz Wytwórnę Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu, gdzie poznano proces produkcyjny nowego samolotu An-28. Szczególną ciekawość wzbudziły samoloty na płycie lotniskowej: szkolno-treningowy PZL-M26 Iskierka o znakach SP-PIA, nad którym rozpoczęto pracę w 1981 r. oraz

dwusilnikowy dyspozycyjny PZL-M20 o znakach SP-DMA, których głównym konstruktorem jest mgr inż. Krzysztof Piwek. PZL-M20 był pokazywany w 1987 r. na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Paryżu.

Oprac. T. Kurczyk

III Ogólnopolska Konferencja nt. „Mechanika w lotnictwie”

Sekcja Lotnicza ZG SIMP wraz z Polskim Towarzystwem Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej (Oddział w Warszawie) i Instytutem Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej uprzejmie informują, że w dn. 18-19 kwietnia 1988 r. w Warszawie odbędzie się III Ogólnopolska Konferencja nt. „Mechanika w lotnictwie”.

Celem konferencji jest prezentacja najnowszych, własnych prac z:

- dynamiki obiektów latających (samoloty, śmigłowce, rakiety, pociski, bomby, obiekty niekonwencjonalne),
- stateczności ruchu,
- sterowania i naprowadzania obiektów latających,
- modelowania fizycznego i matematycznego właściwości dynamicznych obiektów latających,
- odkształcalności konstrukcji i flatteru,
- symulacji numerycznej, analogowej i hybrydowej,
- symulatorów lotu, walki i naprowadzania,
- badań bezpośrednich i laboratoryjnych obiektów latających.

Zainteresowanych udziałem w konferencji organizatorzy proszą o nadsyłanie zgłoszeń (specjalnych kart — do pobrania u organizatorów) wraz ze streszczeniem referatu (nie przekraczającym 1 str. maszynopisu) pod adresem: prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa.

Warunki prenumeraty na 1988 r.

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

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

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 egzemplarz każdego czasopisma.

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1104, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 243, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-85 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) 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.

Cena prenumeraty TliA wg cennika na 1988 r.: kwartałna normalna 450 zł, kwartałna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 900 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1800 zł, roczna ulgowa 480 zł.

POTEZ 25

