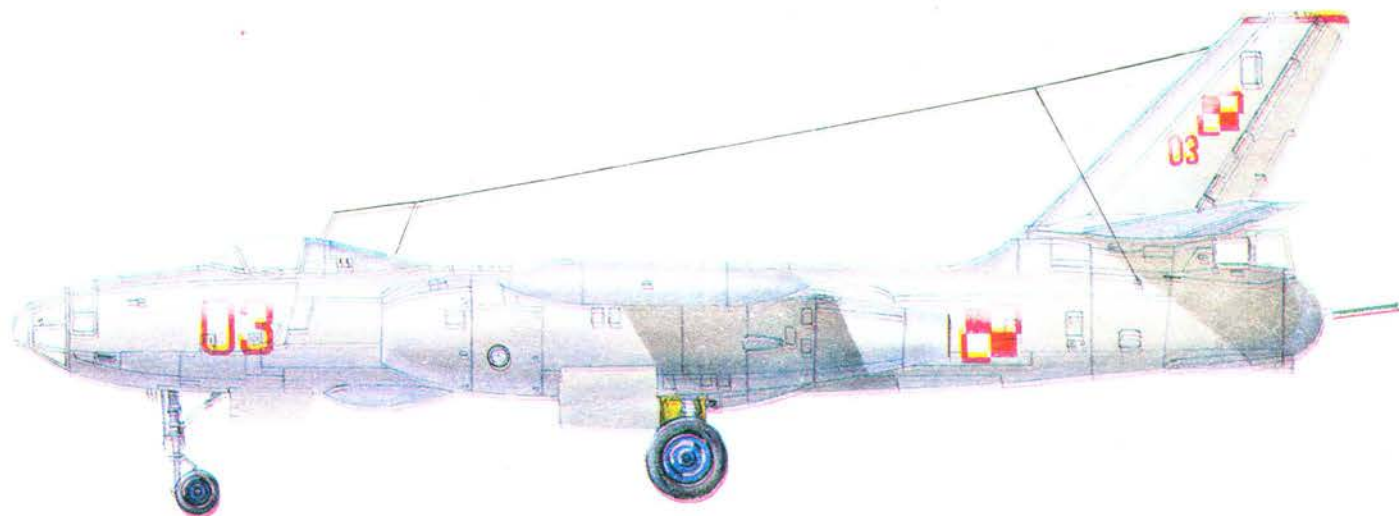
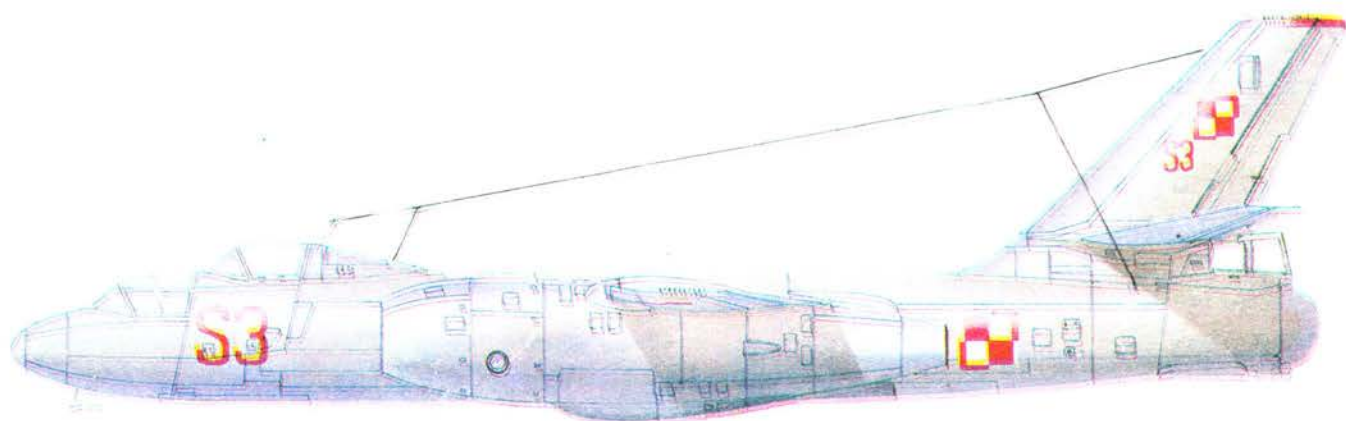
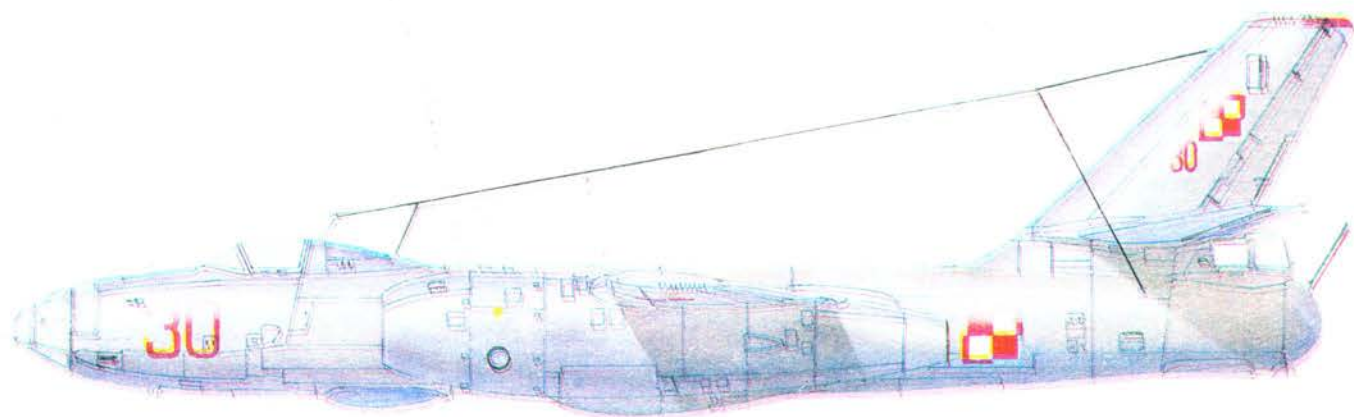


TECHNIKA

10'88

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 200,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO MOT SIGMA

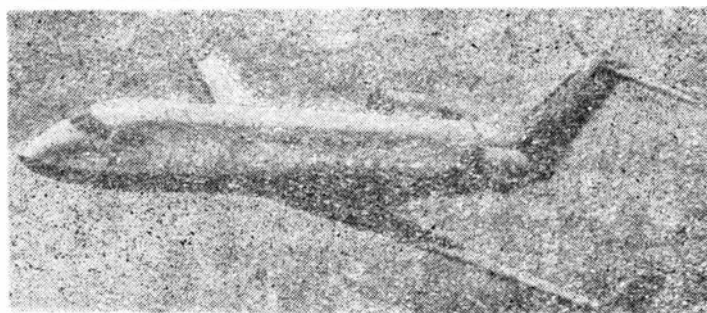
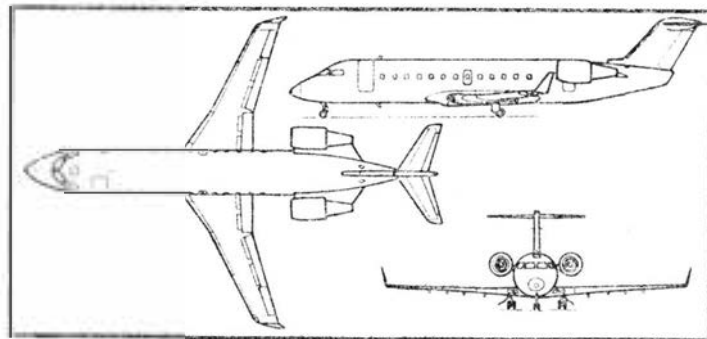
Canadair CL-601RJ Challenger • Kanada •

Samolot odrzutowy na linie lokalne

Firma Canadair proponuje lokalnym liniom lotniczym samolot w wersjach pasażerskiej i towarowej CL-601RJ, będący odmianą samolotu służbowego CL-601 Challenger. Jego kadłub został przedłużony o 5,715 m przez wstawienie dwóch segmentów — jednego przed piątem i drugiego za piątem. Pozwoliło to na zainstalowanie w kabinie 48 foteli pasażerskich, w czterech szeregach, przy podziałce 81,3 cm. Napęd, tak jak w wersji służbowej, stanowią silniki General Electric CF34 o stosunku natężeń przepływu ok. 6:1 i ciągu 4066 daN. Samolot w wersji pasażerskiej może przewozić 48 pasażerów z bagażem na trasie o długości 1610 km z prędkością 785 km/h, a w wersji towarowej — ładunek 4536 kg na trasie 2250 km z tą samą prędkością. Pozwoli to na wydłużenie tras lokalnych (rozchodzących się promieniście z portu centralnego) i pokonywanie ich bez międzylądowań. Samolot byłby również stosowany przez większe towarzystwa lotnicze w okresie zmniejszonego ruchu powietrznego i na mniej uczęszczanych trasach, a także w ruchu charterowym. Na dłuższych trasach lokalnych samolot CL-601RJ może być konkurencyjny w stosunku do samolotów turbośmigłowych, ponieważ na trasach o długości 1000–1600 km pasażerowie wolą latać samolotami odrzutowymi.

Dane techniczne (wersja pasażerska)

Rozpiętość	19,61 m
Długość	26,57 m
Wysokość	6,30 m
Powierzchnia nośna	48,31 m ²
Masa własna	10 886 kg
Masa paliwa maks.	4442 kg
Masa handlowa	4355 kg



Masa startowa maks.	21 024 kg
Masa do lądowania maks.	19 050 kg
Przelotowa liczba Ma	0,74 (785) km/h
Zasięg z 48 pasażerami i rezerwą paliwa wg FAR 121	1610 km W.K.

Władze kanadyjskie upoważnią niektóre linie lotnicze do autoinspekcji

Krok ten jest odpowiedzią na skargi linii lotniczych, że kontrola państwowa powoduje opóźnienia we wprowadzaniu do ruchu samolotów i szkodzi działalności linii. Np. prace naprawcze wykonywane w soboty i niedziele mogą być odbierane i akceptowane przez inspektorów państwowych dopiero w poniedziałek, przy czym odbierają oni samoloty w kolejności zgłoszenia, ignorując potrzebę ewentualnej zmiany tej kolejności z powodów eksploatacyjnych.

Upoważnienie takie mają dostać wkrótce Canadian Airlines, Air Canada i Wardair, a także kilka innych linii. Pracownicy tych linii będą mogli podpisywać ostateczne przyjęcie wielu prac technicznych, co było dotychczas domeną inspektorów państwowych. Przy wydawaniu tych uprawnień Ministerstwo Transportu opiera się na ocenie każdej linii, przy czym linia, która otrzyma upoważnienie, będzie od czasu do czasu sprawdzana, aby upewnić się, że utrzymuje ona odpowiedni standard obsługi. Rzecznik Ministerstwa Transportu oświadczył, że krok ten nie oznacza zrzeczenia się przez władze kontroli nad stanem technicznym samolotów, ma natomiast skrócić proces obsługi technicznej.

Każda linia ma prawo ubiegać się o takie upoważnienie. Wydaje się jednak, że łatwiej będą je mogły uzyskać duże linie, ponieważ uzyskanie uprawnień zależy od posiadania odpowiedniego systemu kontroli technicznej oraz zatrudnienia specjalistów do wykonywania funkcji kontrolnych.

Zakres udzielanych uprawnień będzie współmierny do poziomu ww. systemu kontroli i kwalifikacji pracowników linii. Uprawnienia mogą być ograniczone, np. do prac przy silnikach, do napraw płatowca itp.

Podstawą do opisanego wyżej posunięcia jest potrzeba przyspieszenia obrotu sprzętem dla sprostania konkurencji na rynku.

Na podstawie *The Gazette*, May 04, 1983
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

North West Airlines zagrożone karą za uchybienia zagrażające bezpieczeństwu

FAA badała eksploatację w tej linii przez 31 dni, począwszy od 20 stycznia br. Z raportu wynika, że wykryto wiele istotnych usterek:

- brak systemu chroniącego pilotów przed przekraczaniem dozwolonego czasu pracy,
 - zwlekanie ponad miarę z naprawami samolotów,
 - kwalifikowanie poważnych prac naprawczych jako drobne naprawy i brak odpowiedniej ich dokumentacji.
- Co najmniej dwa należące do North West niesprawne technicznie odrzutowce DC-10 wykonały kilka lotów w styczniu br. Niektóre źródła sugerują nałożenie na linie największej w historii lotnictwa kary. Nie jest to jednak jeszcze przesądzone, North West zamierza ustosunkować się do każdego z ww. zarzutów.

Inspekcja FAA była częścią większego programu tej agencji i North West była ostatnią dużą linią kontrolowaną przez FAA. Dwa lata temu inspekcja East Airlines spowodowała ukaranie ich grzywną 9,5 mln dol. za uchybienia głównie w utrzymaniu samolotów. Również PanAm był obciążony grzywną 2 mln dol.

Wg *Związkowca* nr 78 z 29 SEP 1987 i innych źródeł (m.in. *Time*)
opracował mgr inż. J. Zwierzyński



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIII PAŹDZIERNIK 1988

T E C H N I K A

10'88

lotnicza

i A S T R O N A U T Y C Z N A

Nowe możliwości lotu w stanie przecignięcia

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Lot z prędkością mniejszą od minimalnej, czyli po oderwaniu strug powietrza nad płatem, powoduje przepadnięcie samolotu, a często także wpadnięcie w korkociąg. Jest to jeden z niebezpiecznych stanów lotu; był on przyczyną wielu wypadków.

W ostatnich latach zaczęto interesować się możliwością wykonywania statecznego lotu ustalonego w stanie przecignięcia, czyli po oderwaniu opływu nad płatem. Przyczyniło się do tego zjawisko tzw. głębokiego przecignięcia, które wystąpiło w lotach prototypów kilku odrzutowych samolotów pasażerskich (np. BAC 111, Tu-134) ze skośnym płatem i usterzeniem o układzie T. W takim przecignięciu samolot gwałtownie opada utrzymując pozycję poziomą. Opuszczaniu nosa kadłuba, które występuje przy normalnym przecignięciu, w tym wypadku przeciwdziała oderwanie strug na końcach skośnych skrzydeł oraz siła nośna, którą powoduje długi przód kadłuba. Równocześnie usterzenie poziome staje się nieskuteczne, gdyż znajduje się w zawirowaniach wytwarzanych przez skrzydło. Te czynniki spowodowały, że głębokie przecignięcie nie było zmiennym chwilowym stanem, w jakim znalazł się samolot, lecz stanem ustalonym, z którego trudno samolot wytrącić.

Na możliwość wykorzystywania ustalonego opływu zaburzonego zwrócił uwagę w Australii Henryk Milicer, gdy stworzył kłapę wirową i jej teorię wirową. Inny Polak, Witold Kasprzyk, zbudował w Kanadzie szybowiec ze skrzydłem nazwanym Kasper-Wing, które na dużych kątach natarcia wytwarzało ustalony wir, co pozwalało na wykonywanie lotu w stanie przecignięcia.

W pierwszej połowie lat siedemdziesiątych w USA T. H. Strom opracował statecznik obrotowy, który miał służyć do wyprowadzania samolotu z głębokiego przecignięcia. Najpierw przeprowadzono próby na zdalnie sterowanym modelu, następnie na modelach (w podziałce 1:6) samolotu Citabria i samolotu bezogonowego XF7U oraz w 1982 r. w tunelu aerodynamicznym na modelu (w podziałce 1:4) samolotu Piper Tomahawk. Próby tunelowe wykazały, że jest możliwe ustalone opadanie pod kątem 60°.

W 1983 r. przystosowano do badań nad tym zagadnieniem szybowiec Schweizer SGS 1-36 Sprite, wyposażając go

w obrotowy statecznik poziomy. Po przecignięciu wychylenie statecznika do położenia równoległego do kierunku ruchu szybowca pozwalało na bardzo strome (45÷60°) opadanie przy poziomej pozycji kadłuba.

Możliwość wprowadzania samolotu w sterowane ustalone przecignięcie stwarza nowe możliwości dla samolotów akrobacyjnych i myśliwskich. Staje się możliwe gwałtowne wyhamowanie lotu, a przy odpowiednich urządzeniach sterowych — wykonanie zwrotu niemal w miejscu. Projektowany obecnie amerykański samolot myśliwski X-31 ma mieć statecznik obrotowy do wykonywania gwałtownych zwrotów, których dotychczas nie mogły wykonywać samoloty odrzutowe.

Warto wiedzieć, że zagadnienie sterowanego lotu w stanie przecignięcia „odkryto” czterokrotnie w historii lotnictwa. W 1893 r. twórca pierwszego szybowca-lotni Otto Lilienthal zastosował na swej konstrukcji statecznik obrotowy, by w razie przecignięcia uzyskać łagodne ustalone opadanie z przodem szybowca uniesionym do góry i nie dopuścić do przejścia w stromy lot nurkowy. W 1943 r. Carl Goldberg w USA zastosował do modeli tzw. determalizator. Było to obrotowe usterzenie poziome, które — po przepaleniu przez lont nitki mocującej krawędź spływu do kadłuba — wychylało się do góry wokół krawędzi natarcia. Wówczas model wchodził w ustalone przecignięcie, schodząc szybko do ziemi i lądując bez uszkodzenia. Urządzenie to służyło do ograniczenia czasu lotu modelu zabezpieczając przed jego ucieczką w prądach wstępujących, czy z wiatrem. Trzecim „odkrywcą” był T. H. Strom, zaś w połowie lat siedemdziesiątych czwarty raz wpadli na ten pomysł konstruktorzy lotni, stosując elastyczne końcówki skrzydeł działające tak samo jak usterzenie szybowca Lilienthala.

Dokładne poznanie właściwości samolotu w ustalonym przecignięciu i opracowanie skutecznego systemu sterowania samolotem w tym stanie lotu wymaga wszechstronnych badań. Możliwe, że do sterowania zostanie włączony system komputerowy. Rozwiązanie problemu ustalonego i sterowanego przecignięcia będzie poważnym osiągnięciem w aerodynamice, zwiększy bezpieczeństwo i zakres użytkowania samolotu.



KANADA

● Kanadyjska wytwórnia Canadair Inc. spodziewa się podpisania kontraktu z Aerospatiale SA na produkcję 6 elementów płatowców A.330 i A.340. Kanadyjski udział w wytwarzaniu tych samolotów ma wynosić ok. 4% nakładu robocizny związanej z ich produkcją. Dostawy według tego kontraktu mają mieć wartość do 1 mld CAD w ciągu 15 lat. Stwarza to możliwość otwarcia 600–1000 nowych stanowisk pracy w zakładach Canadair Inc. w St. Laurent. Krąży pogłoska jakoby AC miała nabyć 34 egz. A.320. Rzecznik AC twierdzi jednak, że decyzja w sprawie wyboru nowego typu samolotu nie została jeszcze podjęta. (*The Gazette, May 03, 1988*) J. Z.



USA

● FAA zawiadomiła wytwórnię Boeing, że nie wyda świadectwa sprawności dla B.747-400, jeżeli będzie on miał tylko cztery wyjścia awaryjne z głównej kabiny.

Boeing przypomina, że FAA dopuściła do lotów B.747-200 i B.747-300 z taką samą liczbą wyjść i że bezpieczeństwo takiego rozwiązania zostało udowodnione w próbnej ewakuacji przeprowadzonej w ub. r. Boeing twierdzi, że jeżeli FAA chce zmienić przepisy bezpieczeństwa, musi to zrobić zachowując procedurę prawną. Rzeczywiście FAA projektuje nową normę dla tych wyjść — mają one być odległe od siebie nie więcej niż o ok. 18,3 m (60 stóp). Tymczasem w dotychczasowym rozwiązaniu B.747 odległość między nimi wynosiła ok. 19 m (62 stopy). Nakaz FAA, wprowadzony przed wejściem w życie nowych przepisów Boeing uważa za nielegalny i wniósł sprawę do sądu z wnioskiem o jego zniesienie. (*Aviation Week and Space Technology, October 12, 1987*) J. Z.

● Średniodystansowy samolot B.737 jest pierwszym odrzutowcem, którego sprzedano więcej niż 2000 egz. Zamówienie, które spowodowało przekroczenie tej bariery, pochodziło z USAir i opiewało na 50 egz. z opcją na dalsze 30 szt. Wartość zamówienia wynosi 1,5 mld dol., a jeżeli opcja zostanie potwierdzona — 2,5 mld. Sprzedano już 2001 B.737 (bez opcji). Drugie miejsce zajmuje trzysilnikowy B.727, którego sprzedano 1831 szt. USAir jest jedną z czołowych linii amerykańskich.

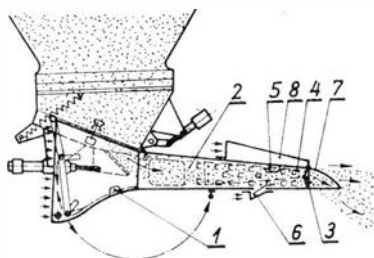
Jest największym użytkownikiem B.737. Przed złożeniem ostatniego zamówienia miała ich 85. Wśród 50 zamówionych samolotów 20 ma pochodzić z serii 300, a pozostałe 30 będą to albo 150-osobowe serii 400, albo 108-osobowe serii 500. Pierwszy z zamówionych samolotów będzie dostarczony w kwietniu 1989 r., a cała dostawa będzie zakończona w 1991 r. Samoloty będą wyposażone przez Franco-US Snecma — General Electric CFM — 565. (*Financial Times, March 05, 1988, The Wall-street Journal, March 04, 1988*) J. Z.

● W związku z siedmioma wypadkami, jakie miały miejsce od listopada ub. r., FAA podejmie wkrótce inspekcję dowozowych przedsiębiorstw lotniczych (commuter airlines). W 1987 r. było 35 wypadków i 58 ofiar śmiertelnych, podczas gdy w 1986 r. tylko 15 wypadków i 4 ofiary. Był to najgorszy rok od 1979, w którym zginęło 66 osób. Statystyka 173 linii dowozowych wykazuje znaczne pogorszenie bezpieczeństwa. Niektóre duże przedsiębiorstwa (United Airlines i Continental Airlines) przerwały współpracę z tymi liniami. Inspekcja FAA ma obejmować zarządzanie, programy szkolenia i obsługę techniczną samolotów. Wstępny raport (dotyczący 1/5 linii) ma być gotowy we wrześniu br. (*Financial Times, March 09, 1988*) J. Z.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Rozsiewacz tunelowy materiałów sypkich z powietrza (autorzy: Tadeusz Małysz, Józef Danielski, Kazimierz Samborski, Janusz Cepnik, Ryszard Olszówka, Wit Błaszczak). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji rozsiewacza zapewniającej wydajne i bezpieczne rozsiewanie materiałów sypkich z samolotów.

Rozsiewacz tunelowy materiałów sypkich z powietrza tworzy integralną całość z gardzielą wysypową i jest wyposażony w ruchomą klapę chwytową i zaśmigłowego strumienia powietrza, ustawianą na prace



agro i przeloty, umożliwiającą awaryjny wysyp poza rozsiewaczem. Wewnątrz roz-

siewacza tunele wysypowe 2 tworzą kierownice stałe 3 o perforacji otworami typu skrzelowego 4, do których mocowane są nastawne kierownice ścięte 5. Tunele wysypowe 2 na wylocie są asymetrycznie usytuowane względem osi samolotu.

Każdy tunel wysypowy 2 ma chwyt dodatkowy 6 powietrza. Na wylocie do pokrycia mocowana jest obrotowa kłapa kierunkowa 7, na którą kierowany jest strumień powietrza z symetrycznie ustawionych kieszeni nadmuchu 8.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 2/1988 w klasie B64D, pod nrem 259729.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

PERLIŃSKI J.: Westliche Kampfflugzeuge im Jahre 2000. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 10, S. 3

Der Autor befasst sich mit Überlegungen, welche Abfangjagdflugzeuge, Erdkampf-Jagdflugzeuge und Erdkampfflugzeuge zur Ausrüstung der westlichen Luftwaffe am Ende des 20. Jahrhunderts gehören werden.

ZWIERZYŃSKI J.: Krise der Flugsicherheit in der USA-Luftfahrt? TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 10, S. 7

Es werden statistische Daten angeführt und die Ursachen der Senkung Passagierflugsicherheit in den USA behandelt.

DANIŁECKI S.: Vor- und Nachteile des Geschlossenen Flügels (II). TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 10, S. 8

Es werden Probleme erörtert, die bei dem Flugzeuges mit sog. geschlossenem Flügel auftreten. Die Darstellung umfasst Probleme, vorwiegend konstruktive, uns es wird auch versucht die Vor- und Nachteile dieser Flügelanordnung zu beurteilen.

PIGŁAS M., SZYMANIEC R.: Beschädigung der Rohrleitungen bei Turbinen-Flugmotoren. TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 10, S. 18

In dem Aufsatz werden die den Rohrverbindungen gestellte Forderungen, die Arten und die Ursachen der auftretenden Beschädigungen behandelt, sowie Richtlinien für die Konstruktion, Montage und Betrieb, die dem Funktionieren der Leitungen eine grosse Betriebszuverlässigkeit verleihen sollen, angeführt.

WITKOWSKI R.: Hubschrauber sind achtzig Jahre alt (VII). TLIA, XLIII Jhrg., 1988, H. 10, S. 21

In dem Aufsatz werden deutsche Hubschrauber Fa 223 Drache aus dem Jahre 1940 und Fl 282 Kolibri aus dem Jahr 1941 dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

PERLIŃSKI J.: Боевые самолеты стран Запада в 2000 г. TLIA, T. 43, 1988 г., № 10, с. 3

Автор ставит предположения в области самолетов: истребителей-перехватчиков, истребителей-штурмовиков и штурмовиков, которые будут входить на вооружение западной авиации в течение последних лет XX-го века.

ЗВЕЖИНСКИЙ Я.: Кризис безопасности в авиации США. TLIA, T. 43, 1988 г., № 10, с. 7

Приведены статистические данные и указаны причины падения безопасности пассажирских полетов в США.

ДАНИЛЕЦКИ С.: Замкнутое крыло — достоинства и недостатки (II ч.). TLIA, т. 43, 1988 г., № 10, с. 8

Описаны некоторые проблемы, связанные с построением самолета с так называемым замкнутым крылом. Автор показывает сложность задачи в области проектирования, предпринимает также попытку оценить достоинства и недостатки такой компоновки.

ПИГЛАС М., ШИМЯНЕЦ П.: Повреждения трубопроводов на авиационных газотурбинных двигателях. TLIA, T. 43, 1988 г., № 10, с. 18

В статье указаны требования относящиеся к соединению трубопроводов, виды и причины возникающих повреждений; даны указания в области конструкции, сборки и эксплуатации, направленные на обеспечение высокой надежности работы трубопроводов. Обращается внимание на необходимость тщательно анализировать каждый случай повреждения.

ВИТКОВСКИ Р.: Восемьдесят лет вертолетов (VII ч.). TLIA, T. 43, 1988 г., № 10, с. 21

В статье описаны немецкие вертолеты: Фа 223 Драхе от 1940 г. и Фл 282 Колibri от 1941 г.

Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r.

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Samolotami bojowymi nazwano w artykule łącznie trzy rodzaje samolotów: myśliwskie przechwytyjące, myśliwsko-szturmowe i szturmowe (bez lekkich szturmowców). Prognozowany stan tych samolotów przedstawiono dla 2000 r., przy czym:

— uwzględniono tylko stałopłaty lądowe, a więc wyłączone z rozważań: samoloty przeznaczone do operowania z okrętów, tzw. samoloty transatmosferyczne (kosmoplany) oraz klasy VTOL i V/STOL z napędem śmigłowym i wirnikowym,

— uwagę skupiono na zagadnieniach płatowcowych, — pominięto przedstawioną już w [3 i 4] ogólną problematykę rozwoju rozpatrywanego tu rodzaju samolotów.

Nowe typy samolotów

Nowe typy samolotów bojowych scharakteryzowano w tabl. 1, przy czym:

— zestawiono samoloty, które do eksploatacji mają wejść najwcześniej w 1988 r. (z wyjątkiem F-117A), w związku z czym pominięto takie samoloty, jak np. Dassault-Breguet 2000, McDonnell Douglas/BAe AV-8B Harrier II, BAE Harrier GR.Mk5, czy też Panavia Tornado ADV,

— jeśli scharakteryzowane w tabl. typy wejdą do produkcji seryjnej, z pewnością będzie wyposażone w nie lotnictwo wojskowe państw zachodnich w 2000 r.,

— dane zamieszczone w tabl. należy traktować jako orientacyjne, gdyż w większości przypadków są one oparte bądź na danych projektowych nie zweryfikowanych próbami w locie, bądź na domniemanych charakterystykach (zwłaszcza w przypadku samolotów klasy stealth),

— pominięto lekkie szturmowce, będące wersjami lub wariantami samolotów przeznaczonych do szkolenia zaawansowanego,

— z wyjątkiem samolotów F-20 Tigershark i MP-18 Dragon, opracowywanych bez skonkretyzowanych zamówień od potencjalnych użytkowników, wszystkie pozostałe typy samolotów mogą wejść do eksploatacji, być może tylko z pewnym opóźnieniem w stosunku do harmonogramu.

Biorąc pod uwagę scharakteryzowane w tabl. 1 typy samolotów bojowych należy zwrócić uwagę, że:

— każdy z nich przewidziano jako wielocelowy, w tym z zasady także jako myśliwsko-szturmowy bądź na zasadzie zróżnicowania wersji, bądź zwanianowania uzbrojenia; tylko w przypadku F-15E Eagle i JAS39 Gripen jednoznacznie przewidziano wariant myśliwca przechwytyjącego,

— z zasady są to samoloty jednomiejscowe (tylko dla F-15E i MP-18 przewidziano załogi dwuosobowe), napędzane jednym lub dwoma silnikami dwuprzepływowymi (oprócz Lavi), z dopalaniem (z wyjątkiem AMX),

— wyraźnemu zahamowaniu uległa dotychczasowa tendencja wzrostu maksymalnej masy startowej i jeśli pominąć ciężki (niemal 37 t) F-15E, można przyjąć, że masa ta będzie niewiele przekraczać 20 t, a w niektórych przypadkach będzie znacznie mniejsza,

— zmniejszają się maksymalne liczby Macha osiągnęte w locie poziomym, które nie będą przekraczać wartości 2,0÷2,5, oraz pułapy praktyczne (nie podane w tabl. 1), które na ogół będą niższe od 20 000 m, być może z wyjątkiem F-19 o pułapie nieco większym,

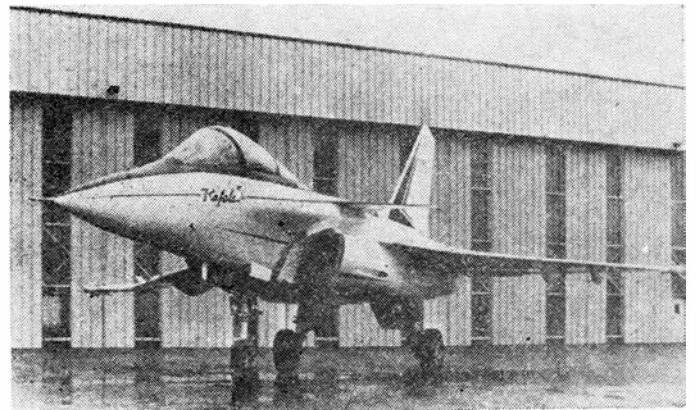
— promienie działania wykazują znaczne zróżnicowanie ilościowe, wynikające przede wszystkim z przewidywanego zastosowania danego typu samolotu. W efekcie wynoszą one od 500 km do niekiedy znacznie ponad 1000 km. przy czym w niektórych typach przewidziano możliwość tankowania w locie, a dla F-19 możliwość (po złożeniu skrzydeł) transport w pobliżu pola działań przy użyciu samolotu Lockheed C-5 Galaxy (2 egz. F-19 równocześnie),

— dla większości typów będzie możliwy start i ewentualnie także lądowanie na nie zniszczonych lub prowizorycznie „wylatanych” odcinkach pasów startowych o długości 610 m (2000 stóp). Przewiduje to np. wymaganie dla samolotu ATF (skrót od nazwy programu: Advanced Tactical Fighter, nowoczesny myśliwiec taktyczny): normalny start i lądowanie ze świeżo, prowizorycznie wyremontowanego odcinka pasa betonowego o wymienionej długości

(zamierza się tu wykorzystać rozwiązania sprawdzone w doświadczalnym samolocie F-15 STOL). Na konieczność uzyskania właściwości STOL, wskazuje np. epizod z wojny indyjsko-pakistańskiej w 1971 r., kiedy to dywizjon samolotów myśliwskich z Dakki stał się całkowicie bezużyteczny wskutek zniszczenia przez przeciwnika pasów startowych, mimo że samoloty (chronione betonowymi osłonami) praktycznie nie ucierpiały podczas tego ataku,

— liczba punktów podwieszeń (nie podana w tabl. 1) — łącznie pod skrzydłami, na ich swobodnych końcach i pod kadłubem — przekracza niekiedy 10, a jedynie samoloty klasy stealth — z powodu wymagań stawianych tej klasie (por. [3, 4] i [5]) — nie mają takich podwieszeń,

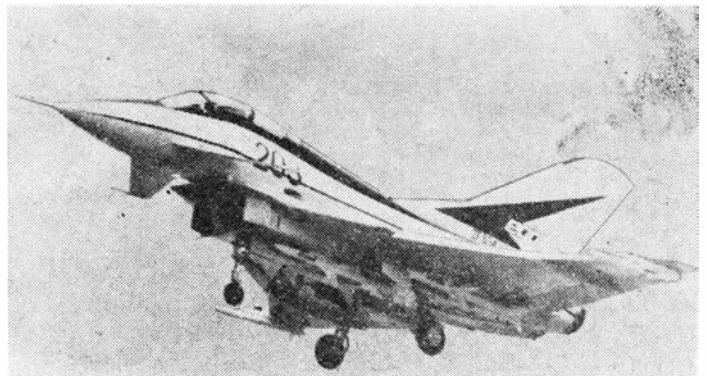
— z zestawionych samolotów dwa (F-117A i ATF) należą do trudno wykrywalnych, odpowiadających klasie stealth, natomiast trzeci (MP-18) miałby być zbliżony do tej klasy dzięki wydatnemu (choć bliżej nie ujawnionemu liczbowo) obniżeniu wartości skutecznej powierzchni odbicia. Ewentualne potwierdzenie się w eksploatacji walorów samolotów trudno wykrywalnych może mieć reperkusje w przyszłych, priorytetowych kierunkach rozwoju nie tylko



Rys. 1. Wersja doświadczalna samolotu Dassault-Breguet Rafale A, nieco większa od przewidywanej wersji produkcyjnej Rafale B

samolotów bojowych, ale i środków wykrywania oraz obrony przeciwołotniczej,

— osiągi samolotów omawianych rodzajów przestają mieć pierwszoplanowe znaczenie przy ocenie przez użytkownika ich walorów bojowych, oczywiście z wyjątkiem długości rozbiegu i dobiegu oraz promieni działania, jak również (dla samolotów myśliwskich) prędkości wznoszenia. Jedną z najbardziej pożądanых charakterystyk jest zwrotność, której naturalne ograniczenie fizyczną wytrzymałością pilota próbuje się przesunąć w kierunku tolerowania przez jego organizm większych wartości składowej normalnej przeciążenia i czasu jej oddziaływania, głównie dzięki zmianie konstrukcji zaworu przeciwpociągnięciowego sterującego dopływem sprężonego powietrza do kombi-



Rys. 2. Prototyp samolotu BAe EAP

TABLICA 1. Zestawienie wybranych nowych samolotów zachodnich typów samolotów bojowych¹⁾, uszeregowanych wg malejącej masy startowej

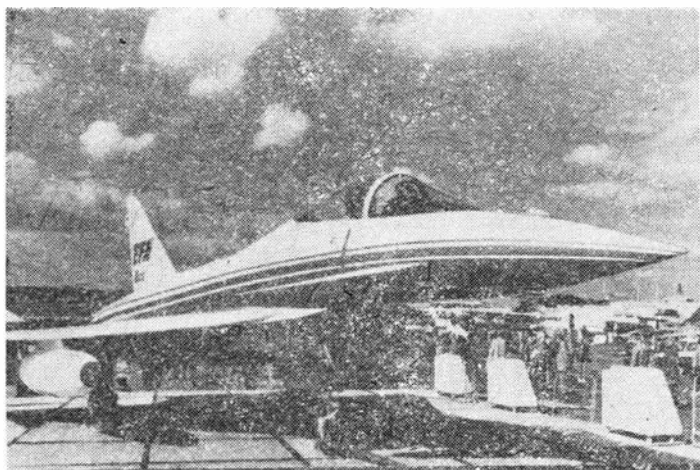
Kraj	Firma, typ, nazwa samolotu	Rok		Silniki			Wymiary			Masa			Osiągi		
		oblotu	rozpoczęcia eksploatacji	typ	ciąg z dopalaniem, daN	liczba	rozpiętość, m	dlugość, m	pow. skrzydeł, m ²	maks. startowa, kg	własna, kg	Liczba M _{max} lotu poziomego	promień działania (zasięg L), km	rozbieg, m	dobieg, m
USA	McDonnell Douglas, F-15E Eagle	1986	1988	GE F110 ¹⁾	13 345	2	13,05	19,43	56,50	36 741	14 379	2,5	—	274 ²⁾	1067 ^{3,4)}
USA	Lockheed lub Northrop, ATF ⁵⁾	1990	1995	P and W YF119 lub GE YF-120	13 400	2	14,47	18,35	—	≤ 22 700	—	2,3 ⁶⁾	2200	< 500	< 500
Francja	Dassault Breguet ACT, Rafale B ⁷⁾	1990	1995	Suacma M88	7 500 ⁸⁾	2	10,75	14,20	44,00	20 000	8 500	—	—	400 ÷ < 700	—
Izrael	IAI Lavi	1986	1989	P and W PW1120	9 170	1	8,78	14,57	33,05	19 277	7 000	1,55	1112—2131	305	—
W. Brytania, Hiszpania, RFN, Włochy	Eurofighter EFA	1990	1995	9)	9 000	2	10,50	15,75	50,00	17 000	9 750	> 1,8	463—556	500	500
USA	Lockheed F-117A ¹⁰⁾	1981	1983	GE F404-GE-400	7 130 ¹¹⁾	2	10,70 ¹²⁾	16,80	—	13 600	< 10 000	> 2	750	—	—
USA	Northrop, F-20 Tigershark ¹³⁾	1982 ¹⁴⁾	—	GE F404-GE-100	8 000	1	8,53	14,42	18,60	12 700	5 965	> 2	1 019 ÷ 1529	450 ÷ 1082	655
Włochy, Brazylia	Aeritalia/Aermacchi/Embraer AMX	1984	1988	RR Spey Mk 807	4 910 ¹⁵⁾	1	10,00	13,57	21,00	12 500	6 700	0,86	555 ÷ 890	750 ÷ 950	—
Szwecja	SAAB JAS 39 Gripen	1987	1992	GE F404J ¹⁶⁾	8 000	1	8,00	14,00	—	8 000	—	> 1	—	400 ÷ 500	400 ÷ 500
USA	Phalanx Organization, MP-18 Dragon ¹⁷⁾	1987	—	Garrett TFE 731-5A	2 002	2	5,49	7,09	16,72	3 946	998	1,6 ¹⁸⁾	3200 ÷ 3800	0	0

Objaśnienia

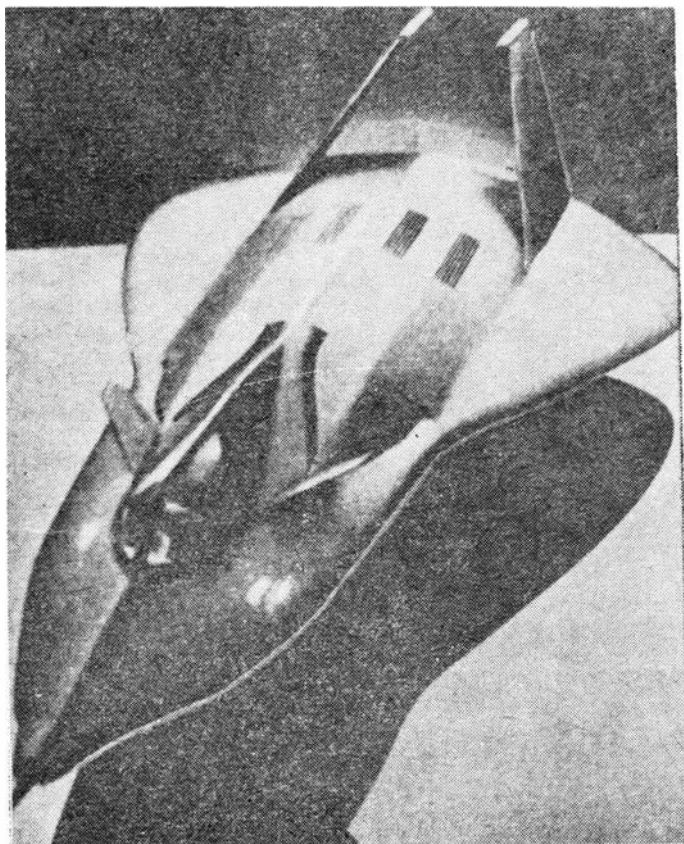
- 1) Samoloty jednomiejscowe w wersji bojowej, z wyjątkiem dwumiejscowych F-15E i MP-18, napędzane silnikami dwuprzeplywowymi z wyjątkiem Lavi (klasy czyny silnik odrzutowy).
- 2) Przewiduje się także P and W F-100 lub udoskonalony P and W F-100-PW-220.
- 3) W lepszym wariantcie myśliwca przechwytyjącego,
- 4) Bez użycia spadochronu hamującego,
- 5) Klasy stealth, produkowany przez zwycięzcę konkursu prototypów odpowiednio YF-22A i YF-23A, wymienionych głównych wykonawców, z wymienionymi, również konkurującymi ze sobą, silnikami,
- 6) Bez dopalania > 1,4
- 7) Wersja doświadczenia ACX, znana pod oznaczeniem Rafale A, została oblatana 4.07.1986 r.; Rafale B ma zastąpić samoloty typu Mirage III-E i Jaguar,
- 8) Bez dopalania 5000 daN,
- 9) Prototypy mają być napędzane silnikami RB-199 lub GE F404, a seryjnie — w zależności od dokonanego wyboru — silnikami produkcji: Rolls Royce, Fiat, MTU lub SENER
- 10) Klasy stealth, wszystkie dane liczbowe przybliżone,
- 11) Bez dopalania 4800 daN,
- 12) Po złożeniu skrzydeł ~ 5,0 m,
- 13) Niewielkie szanse na zakup przez Siły Powietrzne USA, dopuszczony do sprzedaży za granicą, ale jak dotąd nie znalazł nabywcę,
- 14) Pierwszego prototypu (dwa pierwsze uległy wypadkom podczas prób), natomiast najnowszymi, czwartym, miał być oblatany w 1987 t.,
- 15) Silnik bez dopalania,
- 16) Montowany w Szwecji przez Volvo Flymotor z oznaczeniem RM12,
- 17) Projekt wielocelowego, „calkowicie” kompozytowego, o niekonwencjonalnym układzie samolotu VTOL, zbliżonego do klasy stealth, o gotowości do oblotu w 1987 r., ale o niepewnej przyszłości (możliwość finansowa spółki 12. jego projektantów wyzerpują się w fazie oblotu), z różnymi przewidywanymi wersjami (do odmiennych celów) i wymiarami (cyfrowa część oznaczenia typu odpowiada rozpiętości wyrażonej w stopach): MP-9, MP-18, MP-27, MP-36, MP-34 i MP-72,
- 18) Zastosowanie kompozytów odporniejszych na podwyższone temperatury pracy pozwoliłoby na znaczne zwiększenie prędkości przy tym samym silniku.

nezonu przeciwwprzeciążeniowego oraz zwiększeniu kąta pochylecia fotela, z ewentualną zmianą tego kąta w zależności od wykonywanej fazy lotu, oraz intensywny, odpowiednio zaprogramowany trening pilotów na wirówkach. Obecnie stosowane porównawcze kryterium zwrotności samolotów bojowych uwzględnia (poza obciążeniem ciągu i skrzydeł) także doskonałość aerodynamiczną i maksymalną siłę nośną,

— wymieniony już samolot MP-18 jest jak gdyby powrotem do popularnej (ok. 10 lat temu wśród reformatorów amerykańskiego systemu obronnego) koncepcji taniego i małego samolotu, który mógłby być użyty na współczesnym polu walki dzięki niższej cenie i niższym kosztach eksploatacji oraz mógłby wykonywać zadania bezpośredniego wsparcia co najmniej tak dobrze jak wielozadaniowy, ciężki i bogato wyposażony samolot myśliwski, którego jednostkowa cena będzie przekraczać 35 mln dol. (wartość wg cen z 1985 r. przewidywana w odniesieniu do nie najdroższego przecież samolotu EFA). Jednak mimo opracowania przez Phalanx Organization całego typoszeregu samolotów do różnych celów, korzystnie obniżającego cenę zakupu każdego z nich, szanse realizacji tego przedsięwzięcia, zwłaszcza przy obowiązujących obecnie w USA wymaganiach potencjalnych użytkowników, są znikome,



Rys. 3. Makieta samolotu Eurofighter EFA



Rys. 4. Pierwotnie domniemywany wygląd samolotu Lockheed F-117A klasy stealth

— poza samolotem MP-18 nie ma nowych projektów samolotów pionowego startu i lądowania, o realnych terminach wprowadzenia ich do eksploatacji do 2000 r., mimo że siły powietrzne poszczególnych państw powinny być w nie wyposażone. Wynika to z obecnego, nadal niewystarczającego poziomu technik stosowanych dla zapewnienia samolotowi takich właściwości, wraz z odpowiednim udźwigniem i promieniem działania. Nie oznacza to jednak, że nie prowadzi się obecnie żadnych prac zmierzających do uzyskania takiego samolotu. Można tu wymienić podpisaną w październiku 1986 r. trzyletnią umowę NASA-owskiego Ames Research Center z Pratt and Whitney nt. budowy zdolnego do lotu na początku lat dziewięćdziesiątych naddźwiękowego samolotu doświadczalnego o istotnie krótkim starcie i pionowym lądowaniu oraz program realizowany na zlecenie brytyjskiego Ministerstwa Obrony przez Royal Aircraft Establishment przy współpracy z Cranfield Institute of Technology, mający na celu przede wszystkim przebadanie nowego, elektronicznego sterowania (z wykorzystaniem pokładowego komputera sterowania lotem) w doświadczalnym samolocie VAAC Harrier (będącym zmodyfikowaną wersją dwumiejscowego Harriera), oblatanym już 12.12.1985 r.,

— żaden z charakteryzowanych tu typów samolotów nie został zaprojektowany ze skrzydłami o zmiennej geometrii w locie (powszechnie wykorzystywanymi w obecnie eksploatowanych typach), co wynika z chęci wyeliminowania tego ciężkiego i dość zawodnego układu oraz z możliwości zastosowania już obecnie układu delty (lub podwójnej delty) z przednimi skrzydełkami bądź nawet czystej delty, których wady dyskwalifikujące je niekiedy, można eliminować lub wydatnie niwelować dzięki nowym rozwiązaniom aerodynamiki i sztucznych układów usztywniających [3, 4].

Stan wyposażenia sił powietrznych wybranych państw zachodnich w 2000 r.

Szacunkowe określenie stanu liczbowego poszczególnych typów samolotów bojowych, które znajdą się na wyposażeniu sił powietrznych poszczególnych państw w 2000 r., byłoby obarczone nadmiernym błędem podważającym sensowność dokonywania takiej prognozy. Natomiast próba jakościowego (w odniesieniu do typów) określenia stanu wyposażenia wydaje się być celowa, co nie oznacza, że całkowicie bezbłędna. Wyniki takiej próby przedstawiono w tabl. 2. Przedstawiono w niej przewidywany stan wyposażenia sił powietrznych wybranych państw zachodnioeuropejskich i USA z wyróżnieniem typów samolotów bojowych, które zaczęto eksploatować najpóźniej do 1987 r. włącznie i nie przewidziano do wycofania przed 2000 r. oraz nowych typów, które będą wprowadzane na wyposażenie jednostek lotniczych od 1988 r. Lata przewidywanego rozpoczęcia eksploatacji dla tych ostatnich typów podano w tabl. 1. W odniesieniu do danych zawartych w tabl. 2 można sformułować następujące uwagi oraz niezbędne uzupełnienia:

— z już eksploatowanych typów w tabl. 2 wymieniono tylko te, które na pewno będą na wyposażeniu do 2000 r., zresztą w większości przypadków po przejściu odpowiednich zabiegów modernizacyjnych; w odsyłaczach podano informację o modernizacji tylko wówczas, jeśli jest ona już zaplanowana i ma określony zakres,

— wobec tego, że w większości przypadków planowane terminy rozpoczęcia produkcji seryjnej nowych i wycofywania starych typów samolotów opóźniają się, liczba eksploatowanych w 2000 r. starszych typów samolotów może okazać się większa niż wynika to z tabl.,

— z tego ostatniego względu nawet przy próbie ilościowego szacowania wyposażenia w samoloty sił powietrznych w rozpatrywanych państwach, trudno byłoby określić stopień nowoczesności ich sprzętu latającego. Można więc przyjąć (tylko na zasadzie ekstrapolacji), że stosunek liczby nowych do starych samolotów będzie nie mniejszy niż 0,3,

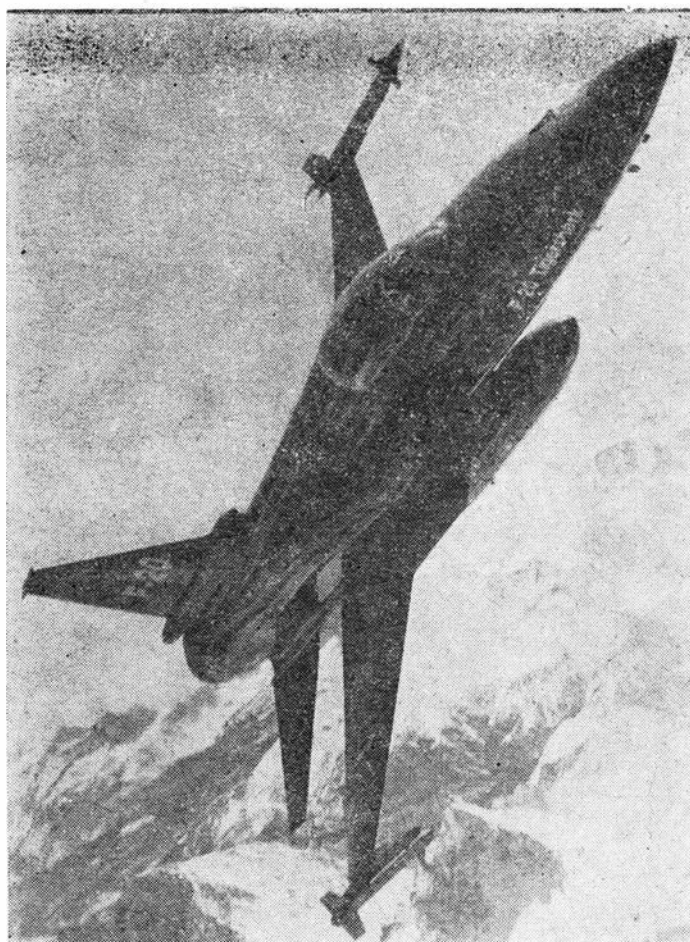
— można przewidywać, że początek wymiany starych typów samolotów bojowych na nowe w siłach powietrznych poszczególnych państw zachodnioeuropejskich nastąpi w latach 1997÷2005,

— państwa współuczestniczące w programie opracowania i budowy samolotu EFA (skrót od nazwy programu: European Fighter Aircraft, europejski samolot myśliwski) planują wprowadzenie go do eksploatacji w swoich siłach powietrznych poczynając od końca lat dziewięćdziesiątych, natomiast inne państwa zachodnioeuropejskie (w tym — spośród ujętych w tabl. — Belgia, Dania, Holandia i Norwegia) nie podjęły jeszcze decyzji co do następcy swych

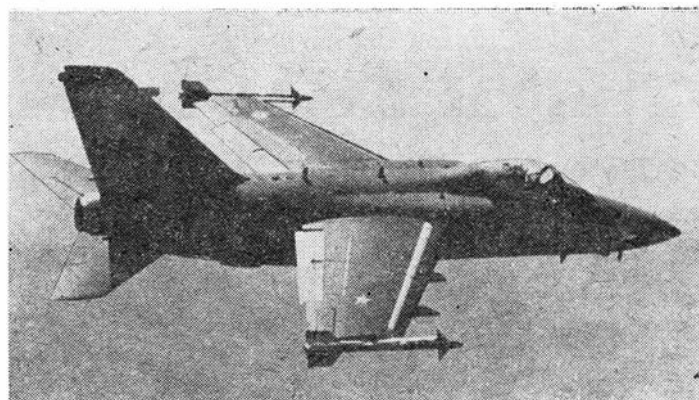
TABLICA 2. Przewidywane w 2000 r. wyposażenie sił powietrznych wybranych państw zachodnich w samoloty bojowe

Państwo	Samoloty, których początek eksploatacji:	
	miał miejsce najpóźniej w 1987 r.	przewidziano po 1987 r.
Belgia	General Dynamics F-16A Fighting Falcon	brak skonkretyzowanych planów
Dania	General Dynamic F-16A Fighting Falcon	brak skonkretyzowanych planów
Francja	Dassault Breguet Mirage 2000C ¹⁾ i N ^{2,3)} Dassault Breguet Mirage ¹⁾ F1-C i F1-C-200 Dassault Breguet Mirage III E ²⁾ SEPECAT Jaguar ²⁾	Dassault Breguet Rafale B
Holandia	General Dynamics F-16A Fighting Falcon ⁴⁾	brak skonkretyzowanych planów
Norwegia ⁵⁾	General Dynamics F-16A Fighting Falcon	brak skonkretyzowanych planów
RFN	Panavia Tornado IDS McDonnell Douglas F-4F Phantom ⁷⁾ Dassault Breguet/Dornier Alpha Jet ⁸⁾	Eurofighter EFA ⁹⁾
Szwecja	SAAB JA 37 Viggen	SAAB JAS 39 Gripen
USA	General Dynamics F-16C Fighting Falcon Northrop F-5E i F Tiger II ⁸⁾ General Dynamics F-111 Fairchild A-10A Thunderbolt II ⁹⁾ LTV A-7	McDonnell Douglas F-15E Eagle Lockheed F-117A Lockheed lub Northrop ATF
W. Brytania	Panavia Tornado GR. Mk1 (ADV) Panavia Tornado F. Mk2A i F. Mk3 (IDS) BAe Harrier GR. Mk5 SEPECAT Jaguar GR. 1 ²⁾	Eurofighter EFA ¹⁰⁾
Włochy	Panavia Tornado IDS Aeritalia (Lockheed) F-104S ASA ¹²⁾	Aeritalia/Aermacchi/Embraer AMX ¹¹⁾ Eurofighter EFA

Objaśnienia: ¹⁾ Myśliwski przechwytyjący, ²⁾ Szturmowy, ³⁾ Jest prawdopodobne przesunięcie początku wprowadzania do eksploatacji na 1988 r.; przewidziany jako następca samolotów Mirage III-E i Jaguar, ⁴⁾ Wymianę najstarszych egzemplarzy na nowego typu przewidziano na ok. 2000 r., ⁵⁾ Prawdopodobnie w 2000 r. będą nadal eksploatowane zmodyfikowane samoloty F-5A, ⁶⁾ Przewidywany jako następca przede wszystkim samolotu F-4E, ⁷⁾ Mimo dokonanej modernizacji przewidziany do stopniowego wycofania począwszy od 1997 r., ⁸⁾ Przewidywany do modernizacji, ⁹⁾ Modernizację rozpoczęto w 1987 r., ¹⁰⁾ Przewidywany jako następca samolotów Phantom i (stopniowo) pozostałych w eksploatacji Jaguarów, ¹¹⁾ Od 1987 r. miał stopniowo zastępować samoloty C-91, ¹²⁾ Zmodernizowany F-104S, najprawdopodobniej będzie eksploatowany jako myśliwsko-szturmowy co najmniej do 2000 r.



Rys. 5. Samolot Northrop F-20 Tigershark



Rys. 6. Samolot Aeritalia/Aermacchi/Embraer AMX



Rys. 7. Samolot SAAB JAS 39 Gripen

samolotów F-16A. Z EFA konkuruje Rafale B, a Francja właśnie między innymi tym krajom zaoferowała współpracę w budowie tego samolotu; Belgia mimo wyraźnego zainteresowania samolotem Rafale B w koprodukcji z Francją, w najbliższej przyszłości nie zamierza podejmować wiążących decyzji, natomiast Holandia preferuje na przyszłość samolot lżejszy od EFA,

— zwracając uwagę dwa typy samolotów klasy stealth: F-117A i ATF, dla Sił Powietrznych USA,

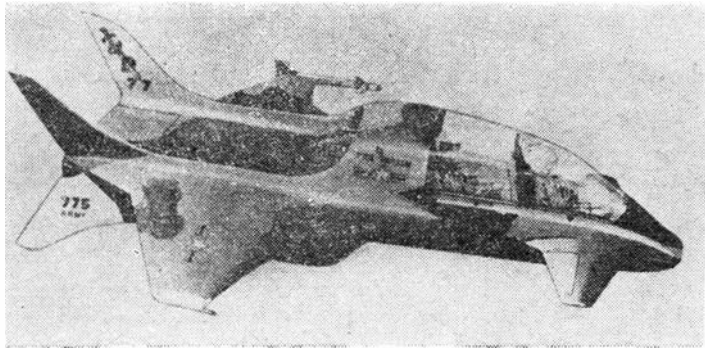
— chociaż USA nie rezygnują z zastąpienia F-16A w Europie samolotami własnej produkcji, to jednak tym razem szanse realizacji takiego przedsięwzięcia wydają się być niewielkie, przynajmniej przed 2000 r. Samolot F-15E jest zbyt duży (ciężki) w stosunku do wymagań państw europejskich, natomiast dostawa dla użytkowników spoza USA przed 2000 r. nowych jakościowo samolotów klasy stealth oraz zakup przez państwa europejskie stosunkowo lekkiego, interesującego, ale nie przewidzianego do użytkowania w USA samolotu F-20, są mało prawdopodobne,

— wyposażenie w nowe typy samolotów sił powietrznych państw zachodnioeuropejskich (z wyjątkiem Szwecji i prawdopodobnie Francji) będzie zależeć przede wszystkim od spełnienia wymagań postawionych samolotom EFA i Rafale B oraz ich wzajemnej konkurencyjności (także pod względem kosztów), ale także i od daty ich gotowości do produkcji seryjnej,

— chociaż na ogół uważa się, że mniejszy (lżejszy) samolot jest jednocześnie tańszy, to jednak nie musi to być prawdą w przypadku opracowywania samolotu, który z założenia ma być lekki, spełniać określone wymagania nowoczesności i być równocześnie wielocelowy, jako że (nie tylko z powodu dużego ryzyka takiego przedsięwzięcia) koszty rozwojowe samolotu muszą być odpowiednio duże, a koszty eksploatacyjne nie obniżają się wprost proporcjonalnie do zmniejszania się masy samolotu,

— w nowo projektowanych samolotach poświęca się sporo uwagi problemowi obsługi naziemnych, dążąc do zmniejszenia pracochłonności obsługi (koszty) i czasu ich trwania (gotowość bojowa). Siły Powietrzne USA wymagają np. aby dla samolotu ATF aż 75% (2÷3-krotnie więcej niż w przypadku samolotu F-15) wynikłych w normalnej eksploatacji usterek nie wymagało pracochłonności

większej niż 4 roboczogodziny oraz aby do obsługi samolotów AFT eksploatowanych w danej jednostce wystarczało 8—10 (zamiast 25 w przypadku F-15) specjalistów z odpowiednich dziedzin. Spełnienie tego wymagania ma umożliwić skomputeryzowany, pokładowy system diagnostyczny wraz z systemem naziemnym,



Rys. 8. Przewidywany wygląd dwumiejscowej wersji bojowej samolotu Phalanx Organization MP-18 Dragon

— chociaż samolot Alpha Jet, jako formalnie należący do podrodzaju lekkich szturmowców, zgodnie z założeniem początkowym powinien być pominięty, to jednak w tabl. 2 został uwzględniony ze względu na jego liczące się walory, zbliżone do walorów „normalnych” samolotów szturmowych,

— wytwórnia LTV zgłosiła Siłom Powietrznym USA propozycję modernizacji samolotów A-7, mającej na celu uzyskanie naddźwiękowego, unowocześnionego samolotu myśliwsko-szturmowego o nazwie A-7 Strikefighter.

LITERATURA

1. CH. GILSON: The efficient fighter. *Interavia* nr 1, 1987
2. P. F. HATCH: World's Air Forces 1986. *Flight*, 29 November 1986
3. J. PERLIŃSKI: Problemy rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* nr 7, 1988
4. J. PERLIŃSKI: Kierunki rozwoju samolotów wojskowych do 2000 r. *TLiA* nr 8, 1988
5. J. PERLIŃSKI: Stealth — niewidzialny samolot(?). *WPT* nr 2, 3 i 4, 1987
6. B. SWEETMAN: A new approach for USAF's Advanced Tactical Fighter, *Interavia* nr 1, 1987
7. B. SWEETMAN: Stealth in service. *Interavia* nr 1, 1987
8. Jane's all the world's aircraft 1986—87. Jane's Publishing Co. Ltd. 1986
9. Military aircraft of the world. *Flight*, 2 August 1986

Kryzys bezpieczeństwa w lotnictwie USA?

Mgr inż. JAN ZWIERZYŃSKI

Zdaniem wielu ekspertów lotniczych, amerykańskiemu lotnictwu komunikacyjnemu zagraża kryzys bezpieczeństwa. Dostrzegają oni oznaki sygnalizujące bliskość katastrofy. Omówienie tej sprawy przytaczamy za *International Herald Tribune*.

Zbliża się katastrofa

W latach 1986/1987 wypadki lotnicze w USA pochłonęły ponad 1000 istnień ludzkich, ale żaden z nich nie zdarzył się w dużej linii lotniczej. Jednakże specjaliści obawiają się, że może to wkrótce nastąpić: wskazują na kumulujące się dowody zakłóceń w lotnictwie handlowym. Należą do nich: fala prawie-zderzeń w powietrzu, niedostatek kontrolerów ruchu lotniczego oraz skargi pilotów i mechaników na niezadowolający stan techniczny samolotów.

Zdaniem przewodniczącego Krajowego Urzędu Bezpieczeństwa w Transporcie J. E. Burnetta sytuacja jest alarmująca: „W ciągu pięciu lat mej pracy w Urzędzie nie sądziłem, że kiedykolwiek otrzymam tak wiele alarmujących sygnałów”. Urząd ten, który ma uprawnienia do badania wypadków w transporcie i do przedstawiania założeń, należało ostatnio na FAA, aby zmniejszyła liczbę lotów w szczycie przewozów. Szef FAA jest jednak optymistą i ocenia poglądy przewodniczącego urzędu jako alarmistyczne. Jego zdaniem „Lotnictwo USA nadal jest najlepsze, najnowocześniejsze i najbezpieczniejsze na świecie”.

Dane cytowane przez takich ekspertów jak J. E. Burnett oraz ostatnie wywiady z pilotami i mechanikami w różnych punktach kraju sugerują, że niezależnie od wysiłków FAA, w lotnictwie panuje większy nieporządek niż to się na pozór wydaje. Wyrazem tego są następujące fakty:

— liczba prawie-zderzeń, tj. przypadków kiedy samoloty w powietrzu znalazły się bliżej niż 150 m od siebie, stale rośnie i z 301 przypadków w 1982 r. osiągnęła liczbę 839 w 1986 r.,

— błędy operacyjne kontrolerów ruchu lotniczego polegające na nieutrzymaniu odpowiedniej separacji wzrosły w I kwartale 1987 r. do 313, tj. jest ich 18% więcej niż w 1986 r.,

— liczba błędów ruchowych popełnianych na lotniskach przez pilotów oraz kontrolerów, wywołujących zagrożenie bezpieczeństwa, wzrosła ze 103 w 1985 r. do 115 w 1986 r. W jednym z ostatnich incydentów w lutym 1987 r., Boeing 727 należący do Continental Airlines uderzył w tył Cessny, która za zgodą wieży przecinała drogę startową,

— nadal jest za mało kontrolerów w stosunku do liczby lotów. Jest to wynikiem zwolnienia uczestników nielegalnego strajku w 1984 r. Przed ich zwolnieniem było 16 375 kontrolerów, z których 13 348 było w pełni wyszkolonych. Obecnie jest tylko 15 348 kontrolerów, z których w pełni wyszkolonych jest zaledwie 9555. Natomiast liczba lotów handlowych wzrosła z 4,7 mln (1981 r.) do 6,2 mln,

— średnie doświadczenie pilotów liniowych latających na odrzutowcach zmalało,

— w FAA ciągle brakuje inspektorów samolotowych. W 1981 r. było ich 1621. W 1983 r. liczba ta spadła do 1494, a obecnie wynosi 1776. Jest więc ich więcej niż w 1981 r., ale ciągle za mało w stosunku do liczby lotów, która znacznie wzrosła,

— zdaniem wielu osób, które latają lub obsługują samoloty, utrzymanie sprzętu latającego jest coraz bardziej niebałe.

Kilka przykładów

Ludzie pracujący w lotnictwie sygnalizują senatorom, że sytuacja jest już niebezpieczna. Kontrolerzy ruchu wręcz ostrzegali Kongres, że katastrofa jest tylko kwestią czasu. Ostre sygnały są coraz częstsze. A oto kilka konkretnych przykładów. W ciągu dwóch godzin o zmierzchu 19 kwietnia ub.r.:

— należący do American Airlines B.727, lecący k. Houston, ledwo uniknął zderzenia z małym samolotem, który przeleciał w odległości 100 do 160 m od niego,

— B.737 z South West Airlines, zniżający się k. Midland w Teksasie, musiał przejść na wznoszenie, aby ominąć prywatny samolot, który znalazł się w odległości 65—100 m od niego,

— B.727 z United Airlines leciał k. St. Barbara w Kalifornii zaledwie 50 m nad prywatną Cessną.

Lista tego rodzaju wydarzeń, a także usterek, z którymi latają samoloty np. Eastern Airlines, TWA, jest długa.

Jeszcze o przyczynach kryzysu

Zjawiska te przypisuje się deregulacji, którą prowadzi do nieokiełznanej konkurencji, wzrastającemu ruchowi, wspomnianemu już zwolnieniu kontrolerów ruchu oraz ogólnym stałym trudnościom budżetowym rządu. Większość znawców twierdzi, że presja ekonomiczna wywierana na linie, aby uzyskiwały maksimum korzyści z eksploatowanych samolotów, zmniejszyła margines bezpieczeństwa. Przewodniczący Krajowego Urzędu Bezpieczeństwa w Transporcie J. E. Burnett oskarża FAA i Ministerstwo Transportu o to, że albo nie doceniają powagi sprawy, albo brakuje im odwagi i zdolności do poprawienia sytuacji.

Kontrolerzy ruchu — ważny czynnik

Najbardziej niepokoi krytyków wzrost prawie-zderzeń, mimo że FAA kładzie wzrost ich liczby na karb większej dyscypliny w ich zgłaszaniu. Jednak pragnąc zahamować to zjawisko, w 1986 r. FAA zwiększyła liczbę kontrolerów o 800 osób i wyznaczyła specjalną grupę do badania pomyłek kontrolerów ruchu. Zainicjowano modyfikację stref zakazanych wokół portów i przystąpiono do realizacji no-

cd. na s. 8

Zamknięte skrzydło — zalety i wady (II)

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI
Politechnika Warszawska
MEiL Zakład Samolotów i Śmigłowców

Z wielu problemów związanych z samolotem o układzie zamkniętego skrzydła wylania się problem oporu samolotu w takim układzie i jego wpływu na osiągi. W publikacjach nt., cech tego układu jest mało informacji, które dotyczyłyby porównawczej oceny opisów z układem klasycznym przy założeniu, że oba porównywane samoloty mają tę samą masę całkowitą, Q_{crit} . O złożoności tego problemu niech świadczy fakt, że badanie płatów w układzie zamkniętym dla samolotu (projektowanego przez Elberta Rutana) o układzie zbliżonym do wariantu 4 (rys. 4, cz. I art. TLiA nr 9/55) trwały wiele lat przy wykorzystaniu współczesnych metod obliczeniowych i żmudnych prac badawczych.

Spróbujmy w sposób uproszczony przedstawić tendencje występujące w tym przypadku. Ciało poruszające się w jakimkolwiek środowisku jest ściśle z nim powiązane przez wzajemne oddziaływanie. Na tym tle można wykazać różnice oddziaływań między układem klasycznym a układem samolotu z zamkniętym skrzydłem. Do porównań przyjmujemy ustalony lot poziomy, w którym podział niezbędnej mocy składa się z dwóch części: mocy nie związanej z siłą nośną i mocy z tą siłą powiązanej. Oczywiście dla otrzymania siły nośnej główne znaczenie ma moc związana z siłą nośną. W warunkach wznoszenia z maksymalną siłą nośną jest ona z reguły dwukrotnie większa od mocy nie związanej z siłą nośną.

Na rys. 11a schematycznie przedstawiono wzajemne współdziałanie w oddziaływaniu samolotu i otaczającego środowiska w przypadku samolotu w układzie klasycznym. Pokazano, jak siła oporu tłoczy powietrze do przodu, a napęd samolotu (np. z wykorzystaniem śmigła) odrzuca powietrze z powrotem do tyłu, nadając mu impuls w tym kierunku, kompensujący impuls działający w przód pochodzący od siły oporu. Natomiast impuls oddziaływania skrzydła w dół jest kompensowany siłą ciężkości samolotu (pochodzącą od jego masy). W rezultacie w locie ustalonym poziomym, tj. ze stałą prędkością, na powietrze działa tylko impuls skierowany w dół. Jego wartość w jednostce czasu odpowiada wartości równej sile nośnej. Siła nośna niejako „tłoczy” powietrze w dół i nieco w przód, co wynika z kąta natarcia. Impuls ciągu jest więc równy masie powietrza przepływającej w jednostce czasu pomnożonej przez odpowiadającą jej prędkość odniesioną do niezaburzonego przepływu strumienia powietrza w otoczeniu. Przepływająca masa powietrza to ta, która działa na śmigło lub ta, która przechodzi np. przez silnik odrzutowy zmieniając swój pęd. Tak więc całkowita siła oporu nadaje prędkość powracającemu strumieniowi powietrza oddziałując do przodu. Efekt ten można określić jako przepływ masy powietrza w jednostce czasu, przy czym prędkość przepływu jest równa prędkości lotu V . Odpowiadającą temu masę można wyrazić jako przepływ strugi powietrza o powierzchni $F_0/2$ pomnożonej przez jej gęstość i prędkość. Otrzymamy wtedy znane

wyrażenie określające siłę oporu nie związaną z siłą nośną jako:

$$P_{x_0} = F_0 \frac{\rho V^2}{2} \quad (1)$$

gdzie:

ρ — gęstość powietrza,
 V — prędkość powietrza.

Oczywiście w tym wyrażeniu wartość powierzchni F_0 dotyczy podwojonej powierzchni opływającej strugi i jest jedną z ważniejszych charakterystyk samolotu.

Strumień powietrza skierowany w dół jest ograniczany płaszczyznami przechodzącymi przez końce skrzydła i one rozprzestrzeniają się pod skrzydłem i nad nim. Strumień powietrza przechodzący przez ten obszar jest najsilniej zakłócany w pobliżu skrzydła i zakłócenie to słabnie w miarę oddalania się od niego, zarówno w górę jak i w dół. Jeśli przyjąć, że na część nadpływających strug oddziaływanie jest równomierne, tak jak w pobliżu powierzchni skrzydła, to można traktować to jako przepływ masy powietrza w jednostce czasu. Dla skrzydeł bez skosu (prostych i przy małych prędkościach) powierzchnia tej strugi jest bliska powierzchni koła o średnicy równej rozpiętości skrzydła l (wykazał to już Prandtl), czyli mamy wtedy:

$$F_0 \approx \frac{\pi}{4} l^2$$

gdzie: l — rozpiętość skrzydła.

Przepływająca wówczas w jednostce czasu masa powietrza m_s , mająca wpływ na powstanie siły nośnej P_z , wyniesie:

$$m_s = \rho F_0 V \approx \rho \frac{\pi}{4} l^2 \cdot V = 0,095 l^2 V \quad (2)$$

Napływająca na skrzydła struga powietrza będzie powodować odchylające działanie w dół z pionową prędkością V_z i w rezultacie otrzymamy proste wyrażenie dla siły nośnej w postaci:

$$P_z = m_s \cdot V_z \quad (3)$$

Masa powietrza wyznaczona z zależności (2) pozwala teraz na posługiwanie się nią w dalszych, prostych rozważaniach energetycznych, umożliwiając wyznaczenie straty energii kinetycznej strumienia związanej z przepływem pionowym o prędkości V_z . Oznaczając tę stratę energii kinetycznej jako ΔE_K , możemy przedstawić ją jako ciąg następujących zależności:

$$\Delta E_K = m_s \cdot \frac{V_z^2}{2} = m_s \cdot V_z \cdot \frac{V_z}{2} = P_z \cdot \frac{V_z}{2} = \frac{P_z^2}{2m_s} \quad (4)$$

A więc wartość siły oporu spowodowana tą stratą wyniesie:

cd. ze s. 7

wego programu szkolenia pilotów w postępowaniu w trudnych sytuacjach.

Mimo to braki w zatrudnieniu kontrolerów są notowane nadal. Przejawiają się one np. w ten sposób, że w Bostonie, aby skompensować brak 170 pracowników, 140 kontrolerów pracuje 6 dni tygodniowo. Ich zmęczeniu przypisuje się np. taki fakt, jak niebezpieczne zbliżenie 9 kwietnia 1987 r. samolotów Continental i PanAm nad Bridgeport. Znalazły się one jednocześnie na tej samej wysokości zaledwie 170 m od siebie.

Piloci

Pogorszyła się także jakość szkolenia pilotów. Zostawmy ten temat bez rozwijania go — przyczyny są specyficznie amerykańskie. Odnotujemy jednak co piloci sądzą o omawianej sytuacji. Piloci Eastern Airlines są zdania, że to właśnie wysiłki przedsiębiorstwa zmierzające do zmniejszenia kosztów zagrażają bezpieczeństwu. Jeden ze starszych pilotów tej firmy twierdzi, że był zganiony za to, że 20 min przed rozkładowym odlotem zażądał naprawy uszkodzonego światła pozycyjnego na lewym skrzydle. Skarżył się, że jest odczuwalny nacisk, aby latać przy obniżonych standardach.

Jakby dla potwierdzenia tej opinii rzecznik Eastern Airlines odpowiedział na to, że wprawdzie nie zna tego przypadku, ale „cała sprawa polega na tym, aby pilot był świadomy konsekwencji swego postępowania, gdy powoduje opóźnienie lotu”. W tym sformułowaniu nie ma nawet próby powtórzenia sloganu: bezpieczeństwo przede wszystkim.

Próba podsumowania

Wymogi bezwzględnej konkurencji spowodowały, że obecnie coraz częściej w przedsiębiorstwach lotniczych dominują ludzie, którzy są „specjalistami” od zarabiania pieniędzy. Czasem nie starcza im wyobraźni, aby przewidzieć skutki nieliczenia się z głosami tych, którzy lepiej wiedzą, że samolot i w ogóle lotnictwo tak długo są bezpieczne, jak długo są honorowane materialne i moralne warunki niezbędne do ich funkcjonowania. We współczesnym świecie nie daje się uciec od wymogów ekonomiki, są jednak granice, poza które nie można wykroczyć. Te granice są określone bezpieczeństwem latania. Na ten temat głos decydujący muszą mieć ci, którzy są w tym względzie kompetentni.

Być może niektóre refleksje nt. sytuacji w lotnictwie USA można by z pożytkiem odnieść także do linii lotniczych na innych kontynentach.

$$P_{x_i} = \frac{\Delta E_K}{V} \quad (5)$$

Jest to znana, lecz inna postać wyrażenia oporu indukowanego. Uwzględniając poprzednie zależności otrzymujemy:

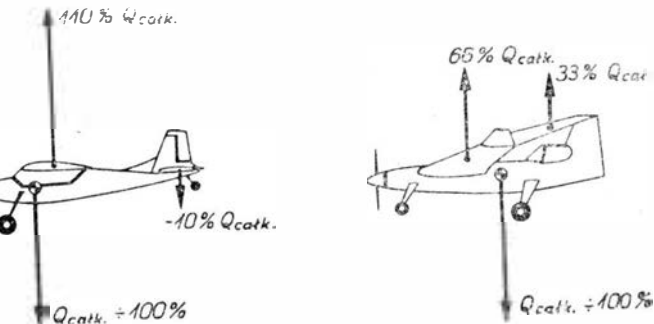
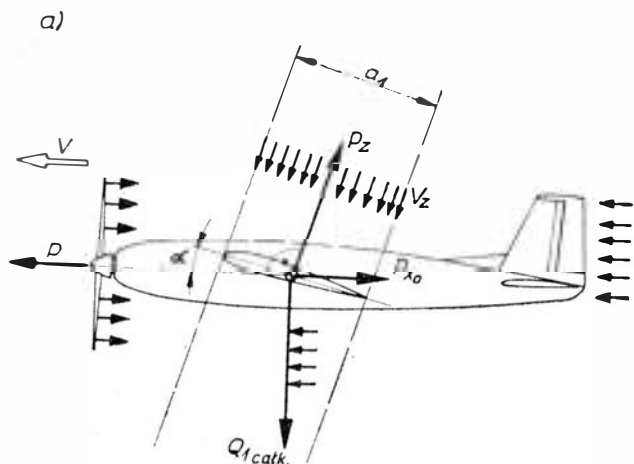
$$P_{x_i} = \frac{P_z^2}{0,2 \cdot l^2 \cdot V^2} \approx \frac{P_z^2}{\pi \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot l} = \frac{P_z^2}{\pi \cdot q \cdot l^2} \quad (6)$$

gdzie: q — ciśnienie dynamiczne.

Biorąc pod uwagę te zależności, można porównać dwa układy: klasyczny i ze skrzydłem zamkniętym (rys. 11a i 11b).

Mimo że spostrzeżenia prezentowane w artykule są bardzo uproszczone, jeśli określimy powierzchnię strugi powietrza F_0 jako proporcjonalną do kwadratu rozpiętości i oznaczymy przez A współczynnik proporcjonalności, to można napisać, że $F_0 = A l^2$; gdy wprowadzimy oznaczenie z indeksem 1 dla układu klasycznego i z indeksem 2 dla układu ze skrzydłem zamkniętym, to wówczas $F_{01} = A_1 l^2$ i $F_{02} = A_2 l^2$.

W przypadku układu ze skrzydłem zamkniętym można spodziewać się, że współczynnik A_2 będzie większy lub niemal równy współczynnikowi A_1 , a więc i powierzchnia F_{02} może być większa niż F_{01} . Mamy wtedy do czynienia, przy układzie ze skrzydłem zamkniętym, z obiektem o większej powierzchni skrzydła — przy tej samej przyjętej do porównań rozpiętości, a więc i silniejszym oddziaływaniem, gdyż odpowiedni wymiar a_2 jest z reguły większy niż a_1 (rys. 11).



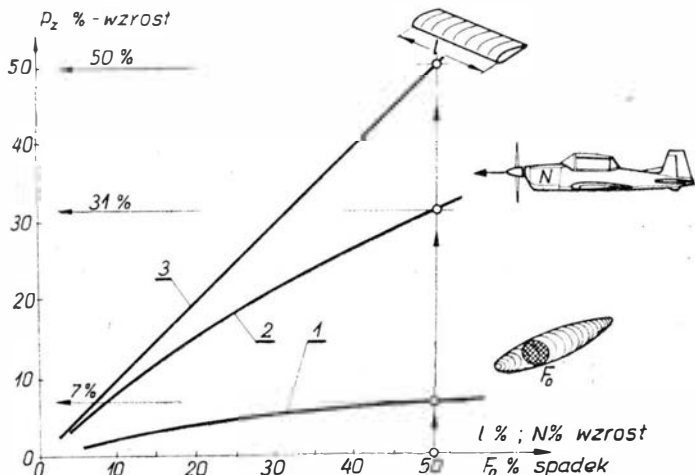
Rys. 13. Schemat procentowego podziału obciążeń dla układu klasycznego i ze skrzydłem zamkniętym

Rys. 11. Schemat wzajemnego oddziaływania samolotu i otaczającego środowiska: a) dla samolotu w układzie klasycznym, b) dla samolotu w układzie zamkniętego skrzydła

A zatem i pomiędzy masami przepływających strug wystąpi różnica, gdyż:

$$\sqrt{m_{s2}} = \rho F_{02} \cdot V \geq m_{s1} = \rho \frac{\pi}{4} l^2 V$$

Porównanie z założenia dotyczy układów o tej samej masie całkowitej Q_{catk} , a więc siły nośne w obu przypadkach też



Rys. 12. Charakter przebiegu procentowych zmian siły nośnej P_z od procentowych zmian rozpiętości l , mocy zespołu napędowego N i powierzchni F_0 : 1 - $P_z = f(l)$; $\beta = 1$; 2 - $P_z = f(N)$; $\alpha = 1$; 3 - $P_z = f(F_0)$; $\gamma = 1$

są takie same, lecz strata energii kinetycznej ΔE będzie inna, gdyż:

$$\Delta E_2 = \frac{P_z^2}{2m_{s2}} \leq \Delta E_1 = \frac{P_z^2}{2m_{s1}}$$

Sklania to do przypuszczenia, że ten składnik oporu, jakim jest opór indukowany (wyznaczany z zależności (5) dla samolotu w układzie skrzydła zespolonego) powinien kształtować się nie gorzej niż dla układu klasycznego, gdyż:

$$P_{x_{i2}} = \frac{\Delta E_2}{V} \leq \frac{\Delta E_1}{V} = P_{x_{i1}}$$

Oczywiście pozostałe rodzaje oporów, jak opór interferencyjny lub tarcia i kształtu, mogą „zrekompensować” ten ewentualny zysk, lecz dokładniej można to wykazać jedynie doświadczalnie.

Pojawia się więc pytanie, czy ewentualny wzrost oporu układu z zamkniętym skrzydłem jest istotną wadą, skoro inne cechy (ustawione w logicznej hierarchii ich ważności, w zależności od przeznaczenia samolotu) mogą decydować o przewadze tego typu rozwiązania. Takie czynniki jak rozpiętość i moc zespołu napędowego znacznie silniej wpływają na możliwość uzyskania siły nośnej niż czynnik oporu. Powiążmy je ze sobą i prześledźmy ich wpływ.

W dotychczas budowanych samolotach w układzie konwencjonalnym na pokonanie oporu indukowanego traci się 2/3 ciągu. Pozostała część ciągu jest potrzebna na pokonanie oporów nie związanych z siłą nośną, a więc tych, które opisuje zależność (1). Po odpowiednim przekształceniu zależności (1) i przyrównaniu jej do siły ciągu P zespołu napędowego można wyznaczyć prędkość V jako funkcję mocy N i powierzchni F_0 . Mnożąc stronami wyrażenie (1) przez 3 i po przyrównaniu do wartości ciągu $P = 75 \frac{N \cdot \eta}{V}$ otrzymujemy:

$$3P_{x_0} = \frac{3}{2} F_0 \rho V^2 = 75 \frac{N \cdot \eta}{V}$$

stąd:

$$V = 7,36 \left(\frac{N \cdot \eta}{F_0} \right)^{1/3} \quad (7)$$

lub dla sprawności $\eta = 0,75$ otrzymamy:

$$V = 6,7 \left(\frac{N}{F_0} \right)^{1/3} \quad (8)$$

Przyrównując następnie zależności (6) do 2/3 ciągu P otrzymamy:

$$\frac{P_z^2}{0,2 \cdot l^2 \cdot V^2} \approx \frac{2}{3} \cdot 75 \cdot \frac{N \cdot \eta}{V} = 50 \frac{N \cdot \eta}{V} \quad (9)$$

Stąd otrzymamy zależności dla siły nośnej jako:

$$P_z = 2,71 \cdot N^{1/2} \cdot V^{1/2} \cdot l \quad (10)$$

gdzie: $\eta = 0,75$,

i podstawiając doń otrzymaną zależność (8) dla prędkości otrzymujemy:

$$P_z = 7 \cdot l \cdot \frac{N^{2/3}}{F_0^{1/6}} \quad (11)$$

gdy: $\eta = 0,75$.

Zależność ta wiąże te trzy czynniki jednocześnie. Widać z niej, że wpływ zmniejszenia oporu na wartość uzyskiwanej siły nośnej jest najslabszy.

Taka forma zależności (11) pozwala określić (przy porównaniach), jaki jest procentowy wzrost siły nośnej P_z przy procentowym wzroście rozpiętości l i mocy N lub spadku oporu, czyli zmianie powierzchni F_0 . Jeśli dla uproszczenia oceny wpływu tych czynników założyć, że:

$$P_z = a \cdot N^{2/3}$$

gdzie: $a = \frac{7l}{F_0^{1/6}} = \text{const}$

i jednocześnie:

$$P_z = \frac{\beta}{F_0^{1/6}}$$

gdzie: $\beta = 7l \cdot N^{2/3} = \text{const}$

oraz że:

$$P_z = \gamma \cdot l$$

gdzie: $\gamma = 7 \frac{N^{2/3}}{F_0^{1/6}} = \text{const}$,

to charakter przebiegu procentowych zmian siły nośnej będzie taki, jak pokazano na rys. 12 (po przyjęciu, że $\alpha = 1$, $\beta = 1$, $\gamma = 1$).

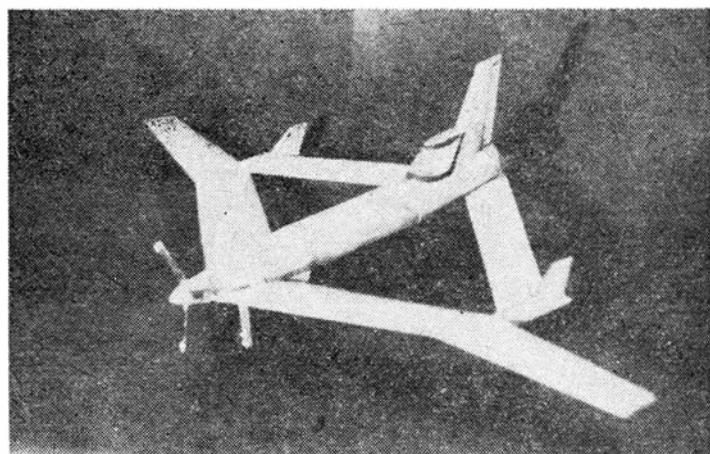
Z podanych wyżej zależności wynika, że jeśli np. zwiększy się moc silnika o 50%, to siła nośna wzrośnie tylko o 31%, a jeśli zwiększy się powierzchnię F_0 o 50%, to siła nośna spadnie zaledwie o 7%, lub jeśli zmniejszy się powierzchnię F_0 półtora raza, to nastąpi wzrost siły nośnej o 7%, a prędkość wzrośnie już o 14%.

Taka uproszczona analiza nie daje oczywiście pełnej oceny zalet samolotu z zamkniętym skrzydłem, niemniej jednak pozwala na wyciągnięcie pewnych wniosków praktycznych. Należy również zauważyć, że sam podział obciążeń w układzie zamkniętego skrzydła pozwala na kształtowanie lżejszych powierzchni nośnych niż w układzie klasycznym. Podstawą do tego stwierdzenia może być spostrzeżenie wynikające z wykazanego wcześniej w przeprowadzanych badaniach podziału obciążeń pomiędzy przednią i tylną parą płatów dla pięciu badanych wariantów modeli.

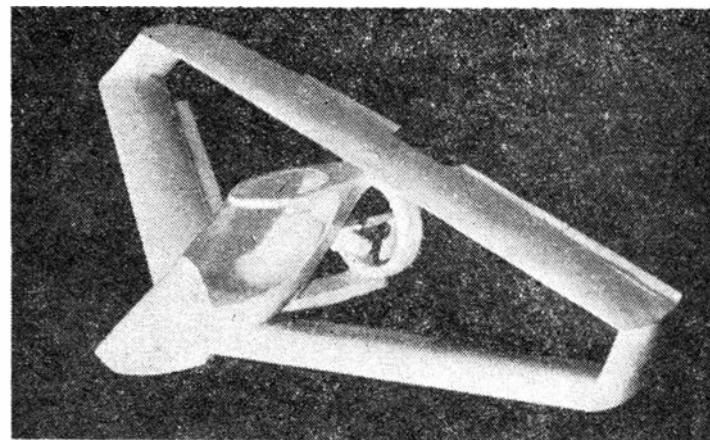
Jeśli porównać podział obciążeń pomiędzy płatami taki jak podano na rys. 13 i przyjąć, że oba samoloty (tj. w układzie zamkniętego skrzydła i klasycznym) mają tę samą masę, to w przypadku poprawnie zbudowanego samolotu w układzie klasycznym obciążenie skrzydła będzie większe niż w układzie z zamkniętym skrzydłem o ponad 40%, a więc będzie ono miało zdecydowanie większą masę.

Ponadto za korzystny dla uzyskiwania efektów masowych należy uznać skos tylny płatów układu zamkniętego skrzydła. Na skrzydle ze skosem do przodu oderwanie strumienia odbywa się zwykle przy nasadzie płatów, co jest pożądane ze względu na lepszą stateczność i sterowność poprzeczną. Wynikający z charakteru rozkładu współczynnika siły nośnej wzduż rozpiętości moment gnący w płaszczyźnie mocowania płatów jest w tym przypadku mniejszy niż nawet dla analogicznego skrzydła bez skosu.

Mało poznany jest również wpływ podmuchów pionowych na wzrost obciążeń powierzchni płatów. Zagadnienie to występowało w przypadku układu kaczki, w którym wpływ ten okazał się większy niż sądzono. W porównaniu z samolotem konwencjonalnym różnice obciążeń przekraczają 25% na niekorzyść układu kaczki. Wykazały to badania obciążenia prowadzone w latach 70. w Langley Field. W przypadku układu konwencjonalnego, strefa podmuchu obejmuje z re-



Rys. 14. Model samolotu w układzie zamkniętego skrzydła do samolotu przeznaczonego do gaszenia pożaru; udźwign $Q_{lad} = 3500$ kg



Rys. 15. Model samolotu w układzie zamkniętego skrzydła do jednomiejscowego samolotu ULM

gęły całą powierzchnię płata nośnego i można by sądzić, że „uderzenie” aerodynamiczne jako ostrzejsze wywoła większe przyspieszenie. Tymczasem gdy mamy do czynienia z takim układem powierzchni jak przy układzie zamkniętego skrzydła, to przednia para płatów (wchodząca jako pierwsza w sferę podmuchu, przed parą tylną) powoduje powstanie momentu pochylającego dookoła osi poprzecznej przechodzącej przez środek ciężkości samolotu. Para tylna wchodzi więc w strefę pionowego strumienia już pod nieco zmienionym, większym kątem natarcia, wtedy działanie podmuchu może być intensywniejsze.

Z przeprowadzonej przez autora próby analizy zalet układu zamkniętego skrzydła do samolotu przeznaczonego do gaszenia pożarów, o minimalnym udźwignie nie mniejszym niż 3500 kg i zbudowanym w układzie zbliżonym do wariantu 4 (rys. 14) wynika, że można uzyskać o ok. 10% większą prędkość wznoszenia, masa ładunku może wzrosnąć o 50% i o ok. 10% wzrasta rozpiętość prędkości w porównaniu z konstrukcją klasyczną. Zbudowany zaś przez autora model wolno latający (rys. 15), przewidziany jako model przyszłego samolotu o cechach ULM, zachowywał się w locie bezsilnikowym jak układ z wystarczającym zapasem stateczności. Reagował na podmuchy na torze lotu, tłumiał amplitudę wahań podłużnych do połowy w ciągu ok. 5÷7 s, był jednak bardzo wrażliwy na zmianę przedniego położenia środka ciężkości.

Opisane w artykule spostrzeżenia należy brać pod uwagę przy opracowywaniu układu z zamkniętym skrzydłem. Niektóre spostrzeżenia mają znaczenie drugorzędne, niemniej problem wymaga ostrożnego traktowania. Należy sobie zdawać sprawę, że wiele zagadnień jest jeszcze mało poznanych, a to choćby ze względu na niedostateczną liczbę danych nt. konstrukcji i wyników badań już wykonanych. Istnieje również możliwość wystąpienia nieprzewidzianych sytuacji. Nie oznacza to jednak, że nie jest możliwe rozwiązanie tych trudności przy budowie samolotu w układzie zamkniętego skrzydła.

LITERATURA

1. J. N. PERKINS, F. M. CHEATWOOD, R. J. VESS, R. A. WAHLS: The design and testing of several joined wing RPV's. AIAA Pap. No. 275, 1985.

Szybowiec dwumiejscowy

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy grzbietopłat o konstrukcji całkowicie metalowej.

Plat. Obrys trapezowy, wznios 3°, skos do przodu 5° (na krawędzi natarcia), profil laminarny NACA 632A-615 u nasady i NACA 632A-612 przy końcówce. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, jednodźwigarowa z dwoma dźwigarkami pomocniczymi, całkowicie metalowa. Dźwigar główny nitowany z profili wyciskanych i blachy, usytuowany w 40% ciężki. Pokrycia kesonu z blach stalowych o grubości 0,8-1,2 mm. Krótki przedni dźwigarek pomocniczy wprowadza siły w okucia kadłubowe. Do tylnego dźwigarka pomocniczego są mocowane zawieszania lotek i kłap. Kłapy typu Fowlera zajmują 51,5% rozpiętości skrzydła, wysuwając się jednocześnie wychylają się do maks. 8°. Każda kłapa jest podparta w czterech punktach. Różnicowe lotki, wyważone masowo i aerodynamicznie, zajmują 40% rozpiętości skrzydła. Konstrukcja kłap i lotek podobna: szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. W rejonie końcówek kłap, na dołnej i górnej powierzchni płata, znajdują się wychylane kłapowe hamulce aerodynamiczne typu DFS, umocowane do dźwigara głównego. Konstrukcja płyt hamulców metalowa. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-poliestrowego, zagięte ku dołowi. Skrzydło jest w całości adaptowane z szybowca L-13A oraz dostosowane do szybkiego montażu i demontażu.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt wydłużonej kropki. Klasyczna konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, dwuczściowa. Część przednia, doprowadzona do rejonu głównego dźwigara skrzydła, mieści kabinę załogi z miejscami usytuowanymi jedno za drugim. Otwarty przekrój tej części kadłuba jest usztywniony od góry dwiema poprzecznymi belkami, stanowiącymi razem wsporniki tablic przrządów. Anatomiczne, trójpołożeniowe siedzenia są wykonane z kompozytu szklano-poliestrowego i usytuowane z niewielkim przewyższeniem tylnego nad przednim. Pod fotelami tylnymi znajduje się wnęką koła podwozia. Struktura przedniej części kadłuba jest zasadniczo podobna do zastosowanej we wcześniejszych szybowcach L-13, obniżono jednak poziom burt kabiny dla ułatwienia wsiadania i wysiadania (o ok. 100 mm z przodu i o 50 mm z tyłu kabiny), co w przypadku zastosowania szybowca do szkolenia ma dość istotne znaczenie. Za kabiną załogi znajduje się krótka środkowa część płata na stałe połączona z kadłubem. Oszklenie kabiny dwuczściowe: otwierana na bok w prawo osłona przednia i otwierana na wahaczach ku tyłowi osłona tylna. Z obu stron kadłuba, pod noskiem skrzydła, umieszczono dwa niewielkie trójkątne okienka (analogicznie do L-13). Tylna część kadłuba stanowi jedną całość ze statecznikiem pionowym i jest klasyczną konstrukcją skorupową z pokryciem nitowanym do czwieciociu wręg. Ostatnie wręgi są skośne i stanowią konstrukcję dźwigarów statecznika pionowego. Obie części kadłuba są połączone na stałe ze sobą i z profilowaniem skrzydła—kadłub. Wiele elementów tylnej części kadłuba adaptowano z szybowca L-13.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Obrisy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Statecznik pionowy jest konstrukcją półskorupową dwudźwigarową i



Fot. L+K

jest na stałe połączony z kadłubem. Statecznik poziomy jednodźwigarowy skorupowy, z krótkim dźwigarkiem pomocniczym między pierwszymi żeberkami. Konstrukcja sterów wysokości i kierunku podobna do konstrukcji kłap i lotek: szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Stery wyważone masowo. Na obu połówkach steru wysokości są umieszczone kłapki wyważające. Usterzenie poziome dostosowane do szybkiego montażu i demontażu.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zwójone. Lotki, hamulce aerodynamiczne i stery wychylane linkowo, kłapy wychylane za pomocą elementów skrętnych i układu popychaczy.

Podwozie. Jednokółowe, z pomocniczym kółkiem ogonowym. Podwozie główne częściowo chowane do wnęki kadłubowej. Chowanie podwozia mechaniczne ręczne. Koło podwozia głównego zawieszane na widelcu z rur stalowych i wyposażone w hamulce bębnowy. Amortyzacja koła podwozia głównego olejowo-gazowa, tylnego — za pomocą bloków gumowych. Wymiar ogumienia podwozia głównego 0,350 × 0,135 m.

Wyposażenie. Dwa zestawy przrządów pilotażowo-nawigacyjnych (prędkościomierz, dwa wariometry, wysokościomierz, zakręciomierz, busola), możliwość zamontowania sztucznego horyzontu i radiostacji UKF.

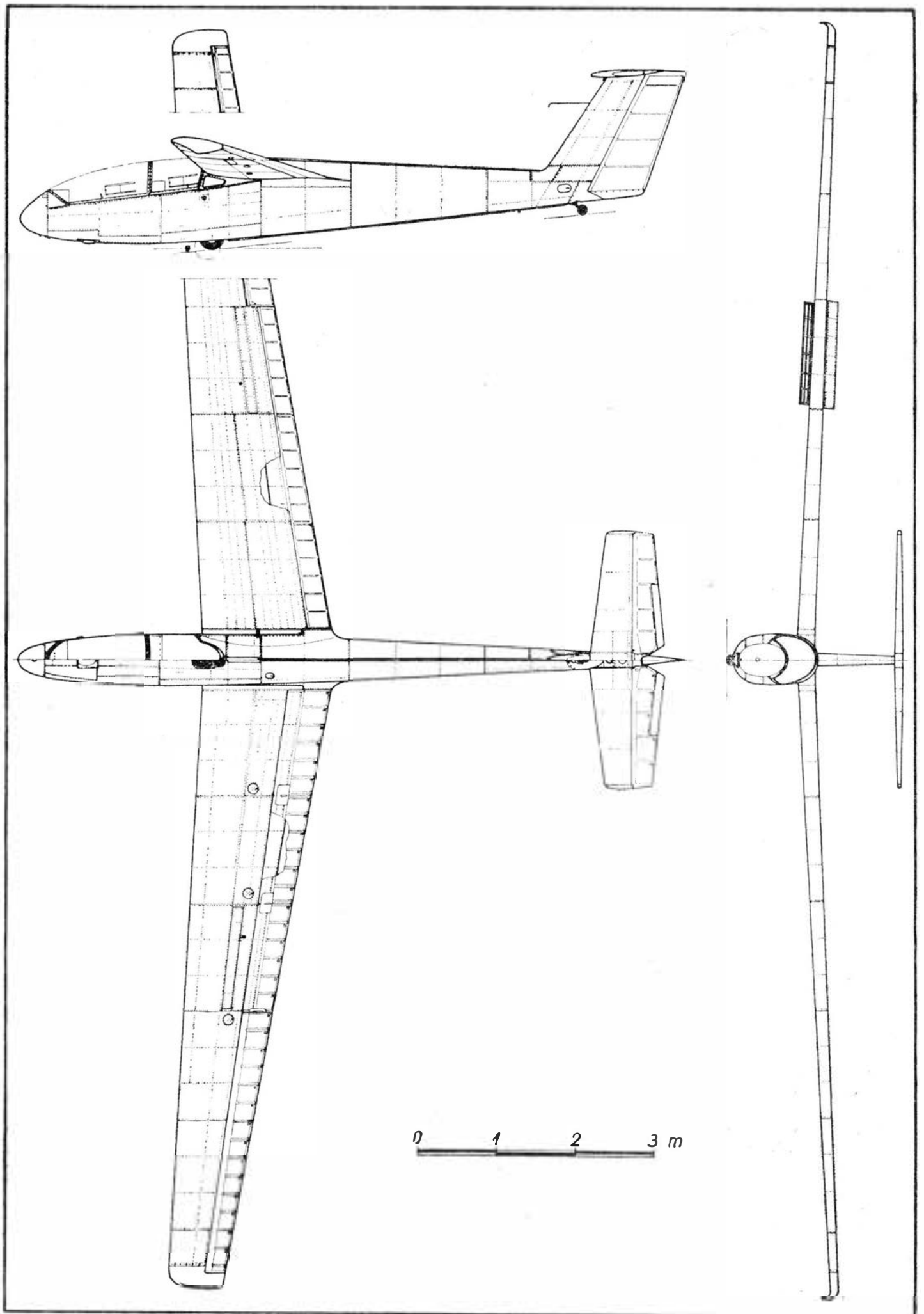
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W latach 1953-1954 w CSRS skonstruowano szybowiec L-13 Blanik, którego pierwszy prototyp zbudowano na początku 1956 r. i oblatano w marcu tego samego roku. Blanik okazał się konstrukcją wyjątkowo udaną i wszedł dość szybko do produkcji seryjnej po wprowadzeniu kilku drobnych poprawek. Nie zaniebano jego systematycznego rozwoju, co pozwoliło na zdobycie licznych rynków

zagranicznych — Blanik stał się jednym z najbardziej znanych szybowców dwumiejscowych. Dzięki swej metalowej konstrukcji charakteryzował się dobrą trwałością i odpornością na wpływy atmosferyczne. Blaniki sprzedawano m.in. do Francji, RFN, W. Brytanii, Szwajcarii, Boliwii, Argentyny, Wietnamu, Australii i ZSRR (tam aż 800 egz.). L-13 Blanik doczekał się też wersji zmodyfikowanych takich jak: XL-13M, L-13J, XL-13T, L-13 Wankeł (z zespołem napędowym SG-85) z silnikami umieszczonymi na pylonie nad skrzydłem, dwusilnikowej L-13-2M oraz kolejnych wersji jednosilnikowych: L-13B (zrealizowana), LAK-6 (projekt) powstały w ZSRR, L-13P (projekt), YL-13N (projekt), L-13JW (projekt), L-15W (projekt), L-13SW Vival (zrealizowana i produkowana seryjnie), LS-131 (projekt z kadłubem dwubelkowym i śmigłem pchającym) oraz VSB-67M (projekt). Istniał także projekt budowy latającego laboratorium skomponowanego z dwóch szybowców Blanik (Twin Blanik). Stałe zapotrzebowanie na szybowce dwumiejscowe i ewolucja wymagań odbiorców zaowocowały powstaniem nowej wersji, początkowo nazywanej L-13TOP (TOP = T ocałni plochy) z usterzeniem w układzie T. Opracowano ją w połowie lat osiemdziesiątych, a więc w 30 lat po rozpoczęciu pierwszych prac konstrukcyjnych, wykorzystując wiele doświadczeń i elementów seryjnego szybowca L-13A. Wprowadzono daleko idące modyfikacje poprawiające właściwości eksploatacyjne. Nowy szybowiec ostatecznie nazwano L-23 Blanik II. Odpowiada on wymaganiom przepisów OSTIV, ma być także certyfikowany wg przepisów JAR-22. Po raz pierwszy szybowiec Blanik II zademonstrowano na jesiennych targach w Brnie w 1987 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,29 m	Powierzchnia steru kierunku	1,06 m ²
Długość	3,50 m	Wydłużenie skrzydła	13,86
Wysokość	1,90 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	4,41
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,36 m	Masa własna	310 kg
Rozpiętość kłapy	4,20 m	Masa startowa maks.	510 kg
Rozpiętość lotki	3,36 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks.	26,84 kg/m ²
Ciężka skrzydła u nasady	1,36 m	Doskonalszość maks. (przy prędkości 90 km/h i załozie 2-osobowej oraz przy prędkości 80 km/h i załozie 1-osobowej)	28
Ciężka skrzydła przy końcówce	0,72 m	Opadanie m.in. (przy prędkości 80 km/h i załozie 2-osobowej oraz przy prędkości 70 km/h i załozie 1-osobowej)	0,73 m/s
Szerokość kadłuba	0,66 m	Prędkość dopuszczalna	255 km/h
Baza podwozia	4,80 m	Prędkość min. (załoga 2-osobowa)	50 km/h
Powierzchnia skrzydła	19,15 m ²	Prędkość min. (załoga 1-osobowa)	51 km/h
Powierzchnia lotek	1,94 m ²		
Powierzchnia kłapy	4,06 m ²		
Powierzchnia hamulców aerodynamicznych	0,65 m ²		
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,56 m ²		
Powierzchnia steru wysokości	1,12 m ²		
Powierzchnia usterzenia pionowego	2,09 m ²		

T.M.



Samolot do walki radioelektronicznej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy grzbietopłat.

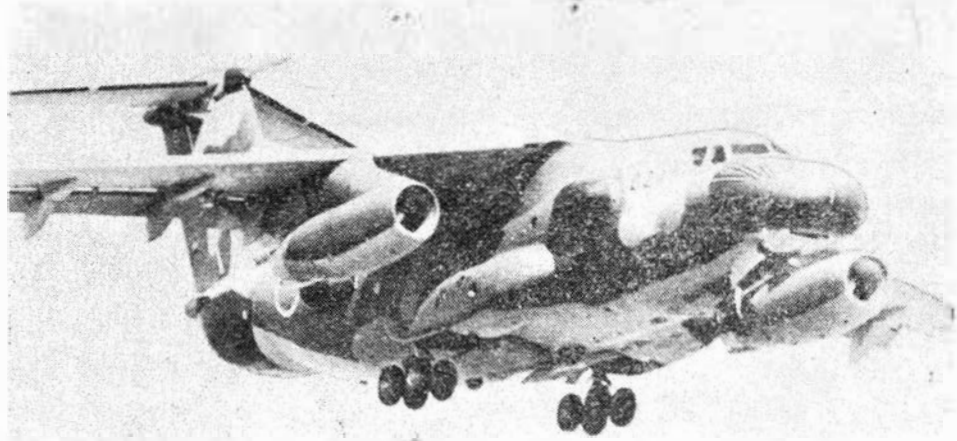
Plat. Obrys trapezowy z poszerzeniem u nasady, średni skos 20° w 25% cięciwy, profil o grubości względnej 12% u nasady i 11% przy końcówce, wznios ujemny 5°30'. Konstrukcja pięcioczęściowa, dwudźwigarowa, półskorupowa fail safe. W kesonach skrzydeł cztery integralne zbiorniki paliwowe. Na krawędzi spływu klapy czterosegmentowe (łącznie 4 segmenty) i lotki zaopatrzone w klapki wyważające. Przed klapkami, na górnej powierzchni skrzydła, są umieszczone spoilery (po 2 segmenty przed każdym segmentem klapy). Na całej rozpiętości noska znajdują się sloty (łącznie 8 segmentów). Przy końcach środkowych części skrzydeł są umocowane wysięgniki silników. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwooblodzeniowa. Środkowa część skrzydła na stałe połączona z kadłubem przechodzi nad jego przekrojem. Przejście skrzydło—kadłub starannie oprofilowane.

Kadłub. Przekrój kołowy. Konstrukcja metalowa, półskorupowa fail safe. Na przodzie kadłuba duża antena radarowa, osłonięta dielektryczną kopułą. Za nią, w dolnej części, mieści się wnęka podwozia przedniego, a nad nią — kabina pilotów. Miejsca pilotów obok siebie, oszklenie kabiny z sześciu szyb, szyby przednie zaopatrzone w instalację przeciwooblodzeniową. Za fotelami pilotów miejsca dla mechanika i nawigatora. Wnętrze ładowni samolotu wykorzystane na pomieszczenie operatorów wyposażenia, stanowiska ich pracy, wyposażenie elektroniczne i pomieszczenia gospodarcze. Wejścia na pokład samolotu z lewej strony kadłuba. Wejścia awaryjne z prawej strony kadłuba i na jego grzbiecie (przez kabinę załogi). W tylnej części kadłuba pokrywy wrót wjazdowych częściowo zastąpione anteną radaru tylnego pod dielektryczną osłoną. Z obu stron kadłuba, przed i za skrzydłem, dwie pary anten urządzeń pokładowych pod kropłowniczym owiewkami. Po obu stronach kadłuba, pod skrzydłami, znajdują się gondole podwozia głównego. Mieszczą się w nich podzespoły instalacji pokładowych i pomocniczy zespół napędowy: APU (po lewej stronie). Wrgi tylnej części kadłuba skośne — stanowią przedłużenie dźwigarów statecznika pionowego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, oba usterzenia skośne. Obrys usterzenia poziomego trapezowy, pionowego — równoległoboczny. Usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania (przestawialne). Wznios usterzenia poziomego ujemny 5°. Konstrukcja statecznika pionowego wielodźwigarowa, poziomego — dwudźwigarowa. Ster wysokości składa się z dwóch jednakowych segmentów, każdy segment zaopatrzone w klapkę wyważającą. Na sterze kierunku klapka wyważająco-odciążająca. W noskach stateczników instalacja przeciwooblodzeniowa.

Sterowanie. Lotki wychylane układem poprzeczno-dźwigniowym ze wspomaganiami hydraulicznymi, stery i klapy wychylane hydraulicznie, spoilery wychylane hydraulicznie za pośrednictwem wałków skrętnych. Instalacja hydrauliczna sterowania — dwu-obwodowa.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki w przedniej części kadłuba i wnek w gondolach bocznych. Kierunek chowania — ku przodowi. Podwozie przednie z gołenią teleskopową, koła bliźniacze. Zespoły podwozia głównego z wózkami czterokołowymi. Amortyzacja podwozia olejowo-gazowa. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym.



Zespół napędowy. Dwa silniki odrzutowe Mitsubishi/Pratt & Whitney JT8D-M-9 o ciągu 6460 daN każdy. Silniki zamontowane pod skrzydłami na wysięgnikach i wyposażone w odwracacze ciągu. Pomocniczy zespół napędowy APU w lewej gondoli przykadłubowej.

Instalacje. Paliwowa — cztery integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 15 200 l, napełnianie ciśnieniowe (ze wspólnego przyłącza) lub grawitacyjne (indywidualne). Hydrauliczna — trójobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa, służy do sterowania powierzchniami sterowymi, chowania i wypuszczania podwozia, sterowania odwracaczami ciągu oraz otwierania i zamykania przednich drzwi wejściowych. Elektryczna — prąd stały 24/28 V, zmienny 115/400 Hz, prądnicie na silnikach, prądnicza pomocnicza i awaryjna napędzane przez APU, transformatory, zabezpieczenia, akumulatory. Klimatyzacyjna — zapewnia powietrze o odpowiednich parametrach, jest zasilana z upustów sprężarek silników. Przeciwooblodzeniowa — na noskach skrzydeł termiczna zasilana gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników, na noskach stateczników instalacja ogrzewcza elektryczna.

Wposażenie. Pilot automatyczny, radar dopplerowski nawigacyjny, radiowysokościomierz, ADF, VOR/ILS, TACAN, systemy łączności, HSI; główne wyposażenie do akcji bojowych (i szkolnych) stanowi system TRDI/Mitsubishi Electric/XJ/ALQ-5.

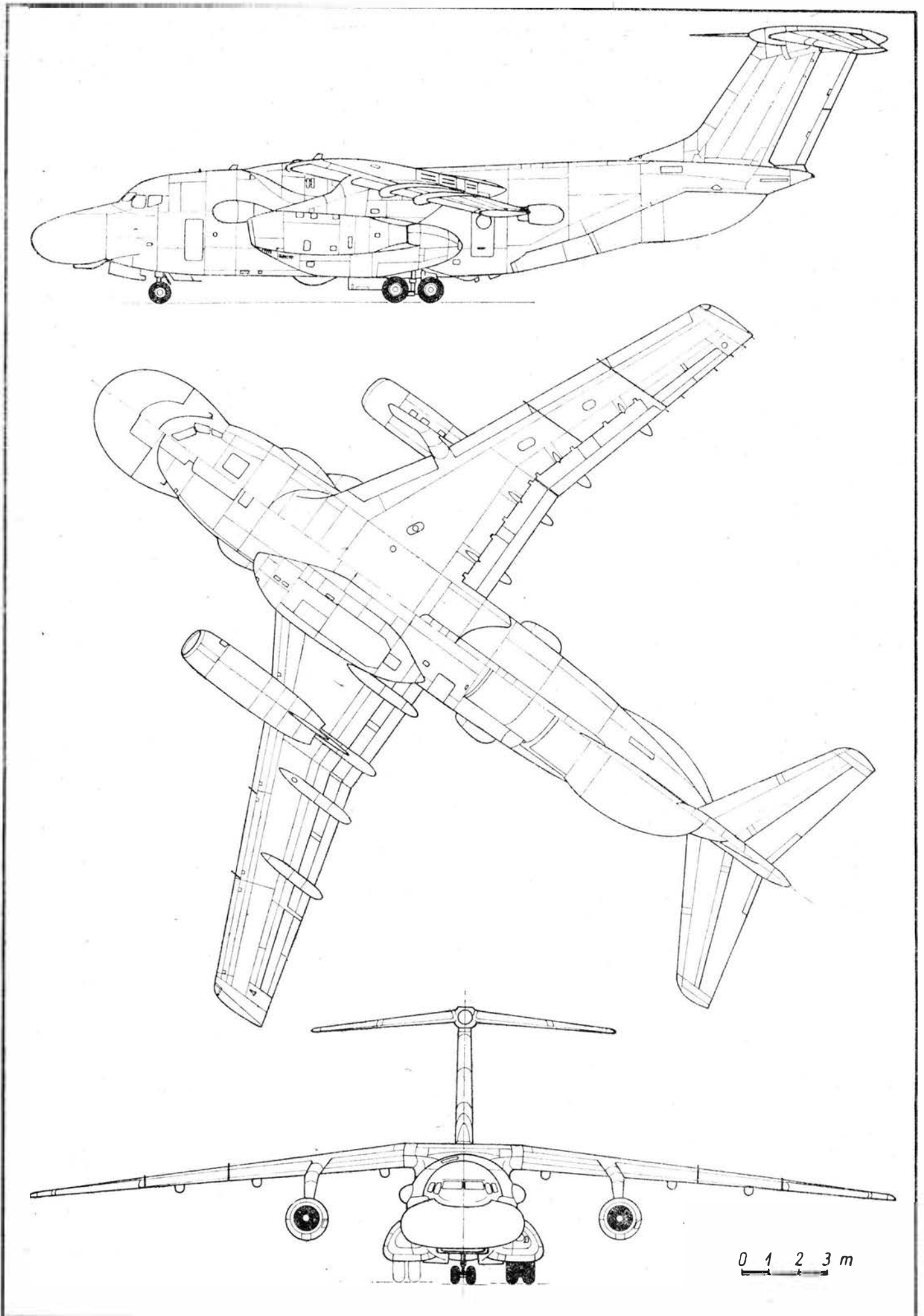
ROZWOJ KONSTRUKCJI. W połowie lat sześćdziesiątych w Japonii przystąpiono do konstruowania nowego samolotu transportowego przeznaczonego do zastąpienia przestarzałych C-46 Commando, używanych jeszcze wówczas przez JASDF (Japońskie Siły Powietrznej Samoobrony). Projekt wstępny samolotu rozpoczęto w NAMC (Nihon Aeroplane Manufacturing Company) w 1966 r. Kontrakt na prace rozwojowe prototypu został podpisany w dwa lata później. Wiosną 1968 r. była gotowa makietka samolotu w podziale 1:1, a jesienią tego samego roku rozpoczęto budowę prototypów: dwóch przeznaczonych do prób w locie i jednego do prób wytrzymałościowych. Samoloty prototypowe otrzymały oznaczenie XC-1. Pierwszy prototyp, zbudowany w zakładach Kawasaki w Gifu, oblatano 12 listopada 1970 r., drugi — 16 stycznia 1971 r. W czasie prób wykryto wiele wad, m.in. buffeting usterzenia, wywołany przepływem przez nie naj-

lepiej ukształtowane przejście między kadłubem, gondolami podwozia, skrzydłem, pylonami i gondolami silników. Zmusiło to konstruktorów do modyfikacji kształtu pylonów silnikowych i dodania dwóch łożysk na pokrywach luku wjazdowego. Były także kłopoty ze sterownością i układami sterowania, które musiały być przeprowadzone inaczej niż początkowo zaprojektowano. Próby samolotów zakończono w marcu 1973 r. W lutym 1974 r. ukończono dwa pierwsze egzemplarze seryjne, zakończono też badania znieczieniomie płatowca. Dostawę pierwszych 25 egz. rozpoczęto w 1973 r. W produkcji samolotu, prócz macierzystych zakładów Kawasaki, uczestniczyły też inne japońskie firmy lotnicze: Sumitomo (podwozie), Kayaba (koła, hamulce, urządzenia przeciwoślizgowe), Fuji (zewewnętrzne części skrzydeł) Nihon Hikoki (klapy, lotki, pylony i gondole silników) i Mitsubishi (środkowa i tylna część kadłuba). W zakładach Kawasaki produkowano przednią część kadłuba oraz środkową część skrzydła i dokonywano ostatecznego montażu samolotu. Samoloty produkowane seryjnie dla JASDF otrzymały oznaczenie C-1A. Do końca 1981 r. wyprodukowano łącznie 31 egz. (mniej niż początkowo zakładano), planując zakończenie produkcji na przełomie lat 1981/1982. Obok normalnych funkcji transportowych, pojedyncze egzemplarze samolotu C-1 wykorzystywano do prób nowych systemów wyposażenia i uzbrojenia (m.in. do badań systemu naprowadzania pocisków rakietowych zaprojektowanych i zbudowanych w Japonii). Jeden z egzemplarzy przebudowano na samolot czterosiłnikowy nazwany Asuka (tzw. QSTOL — cichy STOL) z silnikami zabudowanymi nad krawędzią natarcia skrzydła w pobliżu kadłuba (wykorzystano tu zjawisko Coandy, podobnie jak w samolotach YC-14, An-72 czy An-74). Modyfikacji tej dokonano w zakładach Kawasaki na zlecenie organizacji NAL i ukończono ją jesienią 1983 r. W samolocie Asuka stosowano 4 silniki Ishikawajima-Harima FJR-710/600S o ciągu po 4800 daN. Samolot Asuka został oblatany 28 października 1985 r. W 1984 r. jeden z samolotów C-1A przebudowano na specjalną wersję do prowadzenia walki elektronicznej, rozpoznania elektronicznego, zakłócania i wczesnego ostrzegania, nazwaną C-1 KAI. Został on przekazany do eksploatacji specjalnej jednostce szkolno-doswiadczeniowej w marcu 1985 r. Otrzymał oznaczenie C-1 ECM.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	30,60 m	Powierzchnia usterzenia poziomego	18,3 m ²
Długość	32,40 m	Powierzchnia steru wysokości	6,5 m ²
Wysokość	10,00 m	Wydłużenie skrzydła	7,77
Cięciwa skrzydła u nasady	6,30 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	6,98
Cięciwa skrzydła przy końcówce	2,00 m	Masa własna	25 200 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	11,30 m	Masa startowa	37 500 kg
Baza podwozia	9,33 m	Obciążenie powierzchni nośnej	311,2 kg/m ²
Rozstaw podwozia	4,40 m	Obciążenie ciągu	2,9 kg/daN
Powierzchnia nośna	120,5 m ²	Prędkość maks.	800 km/h
Powierzchnia lotek	3,4 m ²	Prędkość przelotowa	640 km/h
Powierzchnia klap	22,9 m ²	Pułap	11 500 m
Powierzchnia spoilerów	8,9 m ²	Zasięg	3300 km
Powierzchnia statecznika pionowego	15,8 m ²		
Powierzchnia steru kierunku	6,4 m ²		

T.M.



Użytkowanie wodnosamolotu (II)

- 1 — akwen
- 2 — morze otwarte, pełne m.
- 3 — wody terytorialne
- 4 — w. wewnętrzne, w. śródlądowe
- 5 — prąd (wodny; morski)
- 6 — brzeg zawietrzny
- 7 — b. nawietrzny
- 8 — strefa przyboju, s. kipiel; przybój, kipiel
- 9 — mierzeja
- 10 — zatoka
- 11 — ujście (rzeki)
- 12 — melizna
- 13 — woda płytka, płycizna
- 14 — rafa podwodna
- 15 — pływające resztki, p. przeszkody
- 16 — port; przystań
- 17 — baza wodnosamolotów
- 18 — pomost pływający
- 19 — ślip, pochylnia
- 20 — wózek manewrowy
- 21 — podwozie pomocnicze, p. do kołowania
- 22 — keja, nacrzeze
- 23 — molo, pier, pomost
- 24 — pacholek, poler, knecht
- 25 — stawa, baken
- 26 — pława, boja
- 27 — miejsce cumowania
- 28 — beczka cumownicza
- 29 — kotwicowisko
- 30 — wodować, spuścić na wodę
- 31 — wyslipować; wyciągnąć na ląd
- 32 — stawiać na kotwicy; rzucać kotwicę
- 33 — sonda ręczna
- 34 — stać na kotwicy
- 35 — kołysanie, chwiejba
- 36 — ruch wahadłowy, wahanina; obracanie na kotwicy, łukowanie
- 37 — podnieść kotwicę, odkotwiczyć
- 38 — przybijać (do pomostu; do nabrzeża)
- 39 — odbijacz
- 40 — cuma
- 41 — cumować
- 42 — zacumować; złapać pławę
- 43 — obłożyć na stałe, zamocować, zacumować
- 44 — odcumować, oddać cumy
- 45 — odepchnąć; odejść, odbić; rzucić (cumy)
- 46 — węzeł płaski, prosty
- 47 — w. bosmański, w. bezpieczny
- 48 — w. wyblinkowy
- 49 — wiosło, pagaj
- 50 — hol
- 51 — wczep, sztender
- 52 — strop dwuramienny, szelki
- 53 — kretlik
- 54 — sprawdzenie szczelności, s. na przecieki
- 55 — przeciekać, mieć przeciek
- 56 — wchłaniać (wodę)
- 57 — wejść na meliznę; osiąść na meliznie
- 58 — róg mgłowy
- 59 — dzwon (mgłowy)

K.D.

Seaplane operations (II)

- 1 — water region
- 2 — high sea
- 3 — territorial waters, maritime territory
- 4 — inland waters
- 5 — (water) current; stream
- 6 — leeward shore, lee (s.)
- 7 — windward s.
- 8 — surf, broken water, breaker (s)
- 9 — spit
- 10 — bay; gulf; creek
- 11 — estuary, mouth, firth
- 12 — shoal; spit
- 13 — shallow (water)
- 14 — underwater ledge, reef
- 15 — flotsam, floating debris
- 16 — port, harbor, harbour; haven, landing stage
- 17 — base of seaplanes, seaplane b.
- 18 — floating dock, (tow) float
- 19 — ramp
- 20 — (handling) dolly
- 21 — beaching gear
- 22 — quay, wharf, berth
- 23 — jetty, pier, mole; wharf; finger quay; dock (US)
- 24 — bollard, (mooring) deadhead, knight
- 25 — (fixed) beacon
- 26 — (floating) buoy, f. beacon
- 27 — mooring area
- 28 — m. buoy, trunk b., anchorage b.
- 29 — anchorage
- 30 — launch
- 31 — haul out; beach
- 32 — anchor; let go the a., drop an a.
- 33 — sounding lead, hand l.
- 34 — ride to an a., lie at a., l. to an a.
- 35 — roll, rolling
- 36 — swinging, slew, range
- 37 — lift an anchor, weigh an a.
- 38 — (dock) approach, come alongside, dock
- 39 — fender, bumper, dolphin
- 40 — mooring line, fast
- 41 — moor; wharf
- 42 — pick up a mooring
- 43 — make fast
- 44 — slip the mooring
- 45 — shovel, cast-off, get away from alongside
- 46 — square knot, reef k.
- 47 — bowline (k.)
- 48 — clove hitch, double half-hitch
- 49 — paddle
- 50 — (towing) hawser, towrope, towline
- 51 — pennant
- 52 — bridle, yoke
- 53 — swivel
- 54 — leakage check
- 55 — taking in water, make w.
- 56 — take up
- 57 — take ground, take the bottom, run aground
- 58 — fog-horn, ripper, reed
- 59 — (fog) bell

Wasserflugzeugbetrieb (II)

- 1 — Gewässer (n)
- 2 — Hochsee (f)
- 3 — Territorialgewässer (n), heimisches G.
- 4 — Binnengewässer (n)
- 5 — Wasserstrom (m); Meeresstrom, Meeresströmung (f)
- 6 — Leeküste (f)
- 7 — Luvküste (f)
- 8 — Brandung (f), Sturzsee (f)
- 9 — Nehrung (f)
- 10 — Bucht (f)
- 11 — Mündung (f)
- 12 — Untiefe (f)
- 13 — Untiefe (f)
- 14 — Riff (n), Klippe (f)
- 15 — treibende Hindernisse (npl)
- 16 — Hafen (m)
- 17 — Wasserflugbase (f)
- 18 — Anlegerponton (m), schwimmender Steg (m)
- 19 — Rampe (f)
- 20 — Tielfladeanhänger (m)
- 21 — Behelfsfahrwerk (n)
- 22 — Kai (m), Quai (m), Ufermauer (f)
- 23 — Anlegesteg (m); Anlegesteg (m), Mole (f), Anlegebrücke (f), Steg (m), Landungssteg (m), Landesteg (m)
- 24 — Poller (m), Vertäupoller, Knecht (m)
- 25 — (feste) Bake (f)
- 26 — Boje (f), Schwimmboje, Tonne (f), schwimmende Bake (f)
- 27 — Anlegestelle (f)
- 28 — Festmachtetonne (f), Festmacheboje (f), Ankerboje (f)
- 29 — Ankerplatz (m)
- 30 — zu Wasser lassen
- 31 — an Land holen
- 32 — ankern, vor Anker gehen; Anker fallen lassen
- 33 — Handlot (n)
- 34 — vor Anker liegen
- 35 — Rollbewegung (f), Schlingerbewegung (f), Rollen (n)
- 36 — Schwoien (n), Schwojen (n)
- 37 — Anker lichten, A. aufgehen
- 38 — anlegen
- 39 — Fender (m)
- 40 — Festmacheleine (f)
- 41 — festmachen, anlegen
- 42 — Ankerboje aufnehmen, A. auffischen
- 43 — festmachen
- 44 — (Ankerboje) loswerfen
- 45 — ablegen, losschmeissen, loswerfen, abstossen
- 46 — Kreuzknoten (m), Refiknoten (m)
- 47 — Palstek (m)
- 48 — Webeleinstek (m)
- 49 — Paddel (n)
- 50 — Bugsierrosse (f), Schlepptröss (m)
- 51 — Stander (m)
- 52 — Schleppgeschirr (n)
- 53 — Wirbel (m)
- 54 — Leckprüfung (f), Leck-Prüfung
- 55 — Wasser machen
- 56 — (W.) aufnehmen
- 57 — auf Grund laufen
- 58 — Signalhorn (n), Nebelhorn Zungenhorn
- 59 — Glocke (f)

Эксплуатация гидросамолета (II)

- 1 — воды; акватория
- 2 — открытое море
- 3 — территориальные воды
- 4 — внутренние в.
- 5 — (морское) течение
- 6 — подветренный берег
- 7 — наветренный б.
- 8 — (морской) прибой, бурун
- 9 — коса
- 10 — залив, бухта
- 11 — устье (реки)
- 12 — мель
- 13 — мелководье
- 14 — риф
- 15 — (плавающие) обломки; п. препятствия
- 16 — порт; гавань; пристань
- 17 — база гидросамолетов
- 18 — плавучая пристань
- 19 — гидроспуск, слип
- 20 — (тележка для маневрирования гидросамолетом на стоянке)
- 21 — выкатное шасси
- 22 — набережная
- 23 — pier, мол; пристань, причал
- 24 — швартовный кнехт
- 25 — бакен, стационарный (навигационный) знак
- 26 — буй, плавучий з.
- 27 — место причала
- 28 — швартовная бочка
- 29 — якорное место
- 30 — спускать на воду
- 31 — вытаскивать гидросамолет, выкатывать г.
- 32 — становиться на якорь, отдавать я.
- 33 — ручной лот
- 34 — стоять на якоре
- 35 — качка
- 36 — разворот на я., праценне вокруг якоря
- 37 — поднять якорь; сниматься с якоря
- 38 — причаливать
- 39 — кранец
- 40 — швартов
- 41 — швартоваться, причаливать
- 42 — подавать конец (на бочку, на бредель)
- 43 — закреплять; завертывать, швартовать
- 44 — сниматься (с бочки)
- 45 — отдавать (швартовы); отваливать; отбивать
- 46 — прямой узел
- 47 — беседочный у.
- 48 — выбленочный у.
- 49 — весло, гребок
- 50 — буксир, буксирный трос
- 51 — шкентель
- 52 — уздечка
- 53 — вертлюг
- 54 — проверка на гечь, п. герметичности
- 55 — иметь течь
- 56 — впитывать (воду)
- 57 — сажать на мель
- 58 — туманный горн
- 59 — (г.) колокол

Porównawcze charakterystyki materiałów konstrukcyjnych



TABLICA 1. Wskazniki materiałów konstrukcyjnych stosowanych w konstrukcji śmigłowców

Materiał	ρ	σ_T	σ_{-1}	E	$\frac{R_m}{\rho} \cdot 10^{-2}$	$\frac{E}{\rho} \cdot 10^{-4}$	$\frac{\sigma_{-1}}{E} \cdot 10^3$
	g/cm ³	daN/mm ²			daN · cm / cm ² · g		—
Stal obrabiana cieplnie	7,85	110	30	21 000	15,3	26,7	1,13
Stal odporna na korozję 301 XHSP	8,03	173	—	20 700	22,0	25,8	—
AWAT, ulepszony cieplnie	2,8	33	6,5	7 200	11,8	25,7	0,9
Stop aluminiowy 2024-T6	2,77	39,3	—	7 200	14,5	26,7	—
Laminat z włóknem szklanym E	1,85	38	—	2 750	20,6	14,9	—
Laminat z włóknem szklanym EF32-301	1,85	50	12,0	3 500	27,0	18,9	1,9
Laminat z włóknem szklanym SK5-211B	1,95	100	18,0	5 000	51,3	25,6	3,6
Laminat z włóknem szklanym typu E	2,1	112	—	5 600	53,3	26,7	—
Laminat z włóknem szklanym typu S	2,04	188	—	6 900	92,1	33,3	—
Laminat z włóknem węglowym KMU-3	1,4	80	40	12 000	57,0	85,7	3,0
Laminat z włóknem węglowym Thornel 75S	1,66	105	—	14 800	63,2	89,0	—
Organit-7 t	1,25	52	—	3 000	41,6	24,0	—
RPD-49111	1,38	172	—	7 600	12,7	55,8	—
Laminat z włóknem boru	2,0	130	40	26 000	65	130	1,54

TABLICA 2. Wskazniki wytrzymałości i sztywności materiałów konstrukcyjnych

1	R_m / ρ	R_{el} / ρ	$\frac{R_{e2}}{2E_0} \cdot 10^{-3}$	$\frac{J'}{R_m} \cdot 10^{-2}$	$\frac{J'}{R_e} \cdot 10^{-2}$	$\frac{R_e \cdot E}{\rho} \cdot 10^{-3}$
	MPa · cm ³ /g					
Stale węglowe zwykłej jakości						
St3	4,84 ÷ 5,09	3,057	1,75	5 ÷ 4,77	8,077	69,55
St4	5,35 ÷ 5,6	3,312	2,05	4,2 ÷ 3,96	7,50	74,9
St5	6,36 ÷ 6,75	3,567	2,38	3,5 ÷ 3,33	6,77	82,92
St6	7,64 ÷ 8,03	3,949	2,9	—	—	—
Stale konstrukcyjne wyższej jakości						
10 i 10 kg	4,07	2,42	1,1	6,56	11,05	50,825
15 i 15A	4,84	2,93	1,6	5,52	9,13	61,525
20	5,35	3,185	1,9	5,0	8,4	66,87
25	7,01	4,204	3,3	3,82	6,36	88,275
35	6,88	4,076	3,1	3,889	6,562	85,6
40	7,39	4,331	3,5	3,62	6,176	90,95
45 (walc. na gorąco)	8,28	4,586	3,9	3,23	5,833	96,3
45 (hartowana)	10,83	7,389	10,2	2,47	3,62	155,15
45	17,83 ÷ 21,7	—	—	1,5 ÷ 1,23	—	—
50	8,15	4,84	4,4	3,28	5,52	101,65
70	9,3	5,478	5,6	2,877	4,88	115,025
65G (obr. zgintem)	9,6 ÷ 15,3	13,375	33,4	2,8 ÷ 1,75	2,0	280,875
65G (har. + dopusz.)	21,9	18,854	66,4	1,22	1,42	395,9
Stale konstrukcyjne automatowe						
A12	7,64 ÷ 10,2	5,095	4,85 ÷ 8,8	3,5 ÷ 2,63	5,25 ÷ 3,89	107 ÷ 144,5
A20	7,88 ÷ 10,2	5,2 ÷ 6,88	1 ÷ 8,8	2,38 ÷ 2,63	5,12 ÷ 3,89	109,7 ÷ 144,5
A30	8,15 ÷ 10,7	5,48 ÷ 7,13	5,6 ÷ 9,5	3,28 ÷ 2,5	4,88 ÷ 3,75	115 ÷ 149,8
Stale konstrukcyjne stopowe						
15HA	8,91	6,369	7,5	3,0	4,2	133,75
20H	10,19	8,280	12,8	2,625	3,23	173,9
38HA	12,1	10,19	19,4	2,21	2,62	214
30H	12,74	10,19	19,4	3,10	2,62	214
50C2	9,554	5,48	5,6	2,80	4,88	115,0
30HGT	19,11	16,56	51,3	1,4	1,62	347,8
40HN	12,74	10,19	19,4	2,10	2,62	214
42HNZA	12,1	8,92	14,7	2,21	3,0	187,3
12H2N4A	14,65	12,10	27,4	1,82	2,21	254,1
20HNZA	12,1	9,55	17,1	2,21	2,80	200,6
37HNZA	14,01	11,47	24,6	1,91	2,33	248,0
20H2N4A	16,56	14,01	36,7	1,62	1,91	294,2
23H2NWF A	17,2	15,03	42,2	1,56	1,78	315,7
12N2A	7,64	5,73	6,1	3,50	4,67	120,4
13N5A	12,1	9,17	15,7	2,21	2,91	192,6
15H2GN2TRA	13,38	11,46	24,6	2,00	2,33	210,8
25HGSA	14,01	10,83	22,0	1,91	2,47	227,4
30HGSA	14,01	10,83	22,0	1,91	2,47	227,4
35HGSA	21,02	16,56	1,0	1,27	1,61	347,8
30HGSA	21,02	17,83	59,0	1,27	1,5	374,5
30H2GSN2WN	20,38	—	—	1,31	—	—
16HGTA (Cz.MTU5596-56)	13,37	9,55	17,0	2,0	2,8	200,6
18HNWA (MPTU2333-45)	15,3	11,465	24,0	1,75	2,33	240,8
19H2N4WA	14,65	16,23	21,9	1,83	2,47	227,4
40HNWA	14,01	12,102	27,3	1,91	2,21	254,1
40HNNA	14,01	12,105	27,3	1,91	2,21	254,1
38HMJuA	12,74	10,83	20,3	2,10	2,47	227,4
EI 643	25,48	19,11	71,0	1,05	1,4	401,3
Stale i stopy odporne na korozję, żaroodporne i żarowytrzymałe						
20H13 (EŻ2)	10,83	—	—	2,47	—	—
40H3 (EŻ4)	21,66	18,09	1,0	1,24	1,47	379,8
14H17N2	15,29	11,47	24,0	1,75	2,33	240,8
20H13N4G9 (EI100)	16,56	13,37	33,4	1,62	2,0	280,9
H15N9Ju (EI904)	6,37 ÷ 2,12	—	—	4,2 ÷ 11,05	—	—
Stopy aluminium						
D1	14,29	7,86 ÷ 8,57	12,7	1,78 ÷ 1,61	3,09 ÷ 2,83	55,86
D16	16,76	11,78	27,4	1,51	2,15	83,7
W95	21,43	19,30	74,7	1,18	1,29	132,5
W96	24,29	22,46	101,2	1,04	1,11	162,3
AK6	15,56	11,11	23,5	1,69	2,37	78,89
AK6-1	15,18	11,85	26,7	1,73	2,22	81,15
AK8	17,78	14,07	37,7	1,48	1,87	99,93
W951	19,37	17,54	65,0	1,29	1,42	124,6
AMg6	12,12	9,47	16,0	2,21	2,84	67,23
AW	12,5	10,37	20,0	2,15	2,54	88,75
W65	14,18	—	—	—	—	68,37
AL2	6,04	4,53	0,4	4,13	5,83	31,70
AL4	9,63	7,41	1,0	2,73	3,5	51,85
AL7	9,26	—	—	2,84	—	—
AL8	11,76	6,30	0,7	2,37	4,1	46,67
WI-1-3	9,8	5,88	0,6	2,84	4,67	41,18

	2	3	4	5	6	7
Stopy magnezu						
MA2	16,1	10,34	20,6	1,6	2,5	46,55
MA2-1	16,67	11,40	25,5	1,55	2,25	51,72
MA3	17,24	13,79	36,8	1,50	1,87	62,06
MA5	18,1	12,64	30,2	1,40	2,04	56,89
MA-14 (WM65-1)	19,5	—	—	1,32	1,6	72,41
WMŁ7	13,89	8,89	15,8	1,80	2,81	40
MA9	8,89	11,1 ÷ 15,6	25,0	1,73 ÷ 1,5	2,21 ÷ 1,61	60
MA12	7,22	7,78	12,1	1,61	3,21	35
WMA-7	5	12,78	32,7	1,61	1,96	57,5
MŁ4	13,8	6,65	8,1	1,80	5,29 ÷ 3,91	24,86
MŁ5	13,8	6,63	8,8	1,80	5,29 ÷ 3,75	—
MŁ6	14,4	7,73	12,0	1,73	4,5 ÷ 3,21	29,83
MŁ7-1	9,4	—	—	2,65	—	—
MŁ9	12,2	—	—	2,05	—	—
MŁ10	—	—	—	2,05	—	—
MŁ11	7,2	—	—	3,46	—	—
S t o p y t y t a n u						
WT4	24,4	16,67	—	—	—	200,0
Blachy	20	9,33	—	—	—	106,7
AMTU-368-62	13	8,89	—	—	—	106,1
WT5	29,6	32,2	—	—	—	314,0
OT1-2	23,8	—	—	—	—	240,0
AMTU-368-64	13,3	—	—	—	—	146,7
AT3	31,1	—	—	—	—	186,7
AT-4	31,1	—	—	—	—	226,7
WT14	31,1	26,7 ÷ 30	184	0,85 ÷ 0,73	0,917 ÷ 0,815	338,7
WT15	34,4	—	—	0,71	—	317,7
WT16	31,1	—	—	0,786	—	281,1
WT3-1	22,2	—	—	—	—	—
WT8	27,8	—	—	—	—	—
WT9	31,1	—	—	—	—	—

Na podstawie W. N. Kestelmana „Miechaniczeskije pieriedatki wiertolotow”, Moskwa, 1983 r. opracował A.K.

Warunki prenumeraty na 1989 r.

Prenumeratory zbiorowi — jednostki gospodarki uspołecznionej, 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 prenumeratorem przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratory otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) z Zakładzie Kolportażu.

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III Oddz. W-wa nr 376015-7490-139-11.

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

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

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

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

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

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

cd. ze s. 23

serii prototypowej. Większość z nich wykonywała loty dla marynarki wojennej, tylko 3 egz. zostały przydzielone do specjalnej jednostki transportu powietrznego Lufttransportstaffel 40 w Ainring. Śmigłowce tej jednostki (latały w niej również 3 śmigłowce Fa 223 Drache) wykonywały m.in. loty do oblężonych miast. Gaulaiter Karl Hanke uciekł z oblężonego Wrocławia wiosną 1945 r. śmigłowcem F1 282 Kolibri, na krótko przed zdobyciem miasta przez armię radziecką.

W chwili kapitulacji III Rzeszy, w maju 1945 r., sprzymierzeni przejęli tylko 3 zdadne do lotu śmigłowce F1 282. Dwa z nich, V15 i V23, zostały przekazane do prób w USA, trzeci oddano ZSRR.

Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	11,96 m
Powierzchnia tarcz wirników nośnych	119 m ²
Długość kadłuba	6,56 m
Wysokość	2,2 m
Masa własna	760 kg
Ładunek użyteczny	240 kg
Masa maks. w locie	1000 kg

Prędkość maks. dopuszczalna V_{ne}	175 km/h
Prędkość maks. na poziomie morza	150 km/h
Prędkość przelotowa	115 km/h
Zasięg	300 km
Pułap praktyczny	2392 m

cd. z III s. okt.

zmodyfikować przez zastosowanie przewodu z pętlą kompensacyjną (rys. 11b).

Jak z powyższego wynika, właściwie prowadzona analiza uszkodzenia pozwala na skuteczne ingerowanie w procesy projektowania, wytwarzania, czy też remontu i wpływa na poprawę niezawodności przewodów rurowych. Jest to jedyny poprawny sposób doskonalenia eksploatowanych konstrukcji.

LITERATURA

1. T. BANEL: Elementy wyposażenia hydropneumatycznego statków powietrznych. WAT, Warszawa 1982
2. W. G. ALEKSANDROW i in.: Awiacyjnyj tiechniczeskij sprawocznik. Transport, Moskwa 970
3. Nie publikowane materiały ITWL

Uszkodzenia przewodów rurowych w lotniczych silnikach turbinowych

Mgr inż. MIECZYŚLAW PIĞŁAS
Mgr inż. ROMAN SZYMANIEC
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Jak wynika z badań niezawodnościowych zespołów statków powietrznych, pewna część ich niesprawności jest powodowana uszkodzeniami przewodów rurowych. Oprócz zakłóceń w funkcjonowaniu poszczególnych zespołów, uszkodzenia przewodów są niekiedy poważnym zagrożeniem bezpieczeństwa latania ze względu na możliwość powstania pożaru. Dotyczy to przede wszystkim przewodów instalacji paliwowych.

We współczesnych konstrukcjach lotniczych znaczna liczba tego rodzaju przewodów znajduje się na kadłubie silnika ze względu na niemożliwość innych rozwiązań konstrukcyjnych. Są to przewody układu zasilania silnika i sterowania jego pracą. Dlatego ich uszkodzenie może spowodować nie tylko wadliwe funkcjonowanie silnika (np. wzrost temperatury gazów wylotowych, niestateczna praca silnika itp.), ale także jego wyłączenie z pracy. Przewody te powinna więc charakteryzować bardzo duża odporność na uszkodzenia, a zatem duża niezawodność pracy. W rzeczywistości jednak, pomimo poprawnych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych, zdarzają się przypadki uszkodzeń. Mogą one być wynikiem różnicy między rzeczywistym a przyjętym do obliczeń schematem obciążenia (warunkami pracy).

Rodzaje przewodów rurowych stosowanych w zespołach napędowych, wymagania i warunki pracy

W konstrukcji instalacji zespołów napędowych są stosowane w zasadzie przewody sztywne, chociaż w starszych konstrukcjach można spotkać się również z przewodami giętkimi. Stosuje się przewody metalowe, wykonywane głównie ze stali nierdzewnych (H18N9T, H18N10T), z tytanu (T1, T2, T7M) i z miedzi (M1, M3) oraz przewody gumowe zbrojone tkaniną i opłotem z siatki metalowej. W starszych konstrukcjach prawie wyłącznie spotyka się w instalacjach przewody dobrane krótkimi odcinkami, z których każdy ma odpowiednie końcówki (rys. 1a). Połączenia takie umożliwiały szybkie rozłączenie i ponowne połączenie elementów instalacji oraz szybką wymianę uszkodzonego odcinka przewodu lub innego elementu połączonego z tym przewodem.

We współczesnych konstrukcjach coraz częściej są stosowane połączenia nierozłączne (lutowane, spawane — rys. 1b), odcinków przewodów i przyłączeń przewodów do niektórych agregatów. Rozwiązanie takie zwiększa niezawodność działania instalacji, zmniejsza masę przewodów i ich połączeń oraz zmniejsza koszty montażu i eksploatacji.

Przewody i ich połączenia powinny odpowiadać następującym wymaganiom:

- utrzymywać szczelność zewnętrzną,
- wykazywać odporność na drgania i obciążenia występujące w czasie użytkowania statku powietrznego,
- charakteryzować się dużą wytrzymałością zmęczeniową,
- mieć trwałe zabezpieczenie antykorozyjne powierzchni wewnętrznej i zewnętrznej,
- odznaczać się podatnością eksploatacyjną.

Instalacje przewodowe zespołów napędowych pracują w złożonym stanie obciążeń, które wywołują złożony stan naprężeń. W schemacie obliczeniowym można uwzględnić tylko niektóre obciążenia przewodów. Nie sprawia kłopotów ustalenie sił pochodzących od ciśnienia czynnika przepływającego lub znajdującego się w przewodach, które wywołuje naprężenia osiowe i obwodowe. Natomiast występują trudności w określaniu naprężeń będących skutkiem:

- nagłych zmian ciśnienia czynnika roboczego,
- pulsacji ciśnienia o wysokich częstościach,
- nagłej zmiany temperatury (występującej np. podczas rozruchu silnika lub jego wyłączenia bez uprzedniego ochłodzenia),

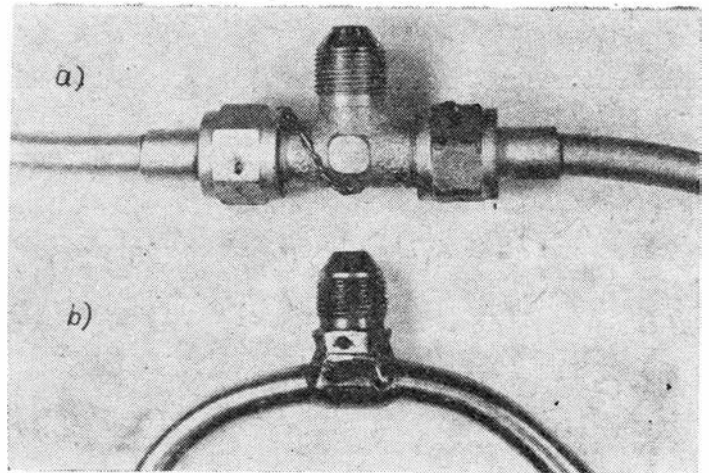
— drgań agregatów lub innych elementów zespołu napędowego,

— naprężeń montażowych (powstających podczas montowania przewodów z naciągami, sprężynującym wygięciem, montowania bez podkładek tłumiących),

— niedbałej (brutalnej) eksploatacji (dopuszczanie wgnieceń, zadrapań, przetarć, uszkodzeń powierzchni emaliowych itp.),

— wad materiałowych (wtrącenia, pęcherze, niejednorodność struktury materiału).

Z doświadczeń wynika, że naprężenia te niejednokrotnie przekraczają wartości wywoływane siłami pochodzącymi od ciśnienia płynu roboczego. Są one zasadniczymi czynnikami wywołującymi uszkodzenia przewodów rurowych.

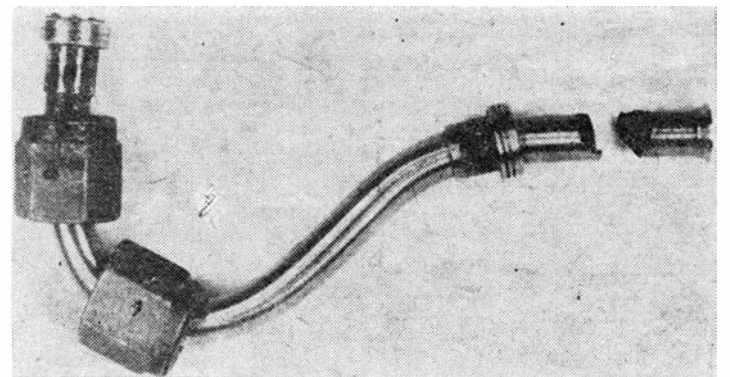


Rys. 1. Sposoby połączeń przewodów: a) rozłączne, b) nierozłączne

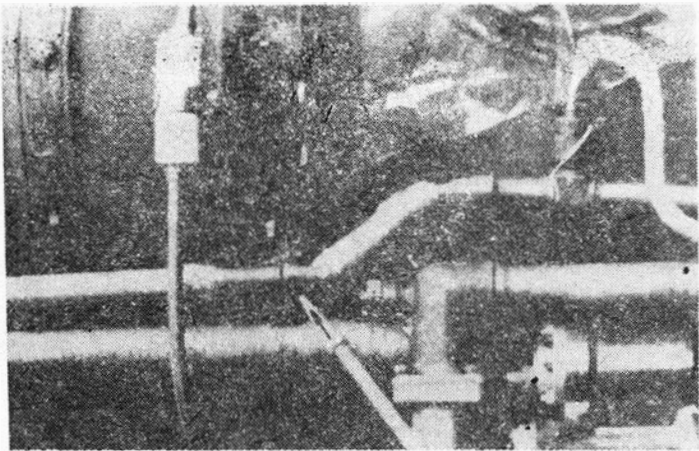
Charakterystyczne uszkodzenia przewodów i ich przyczyny

Spotyka się następujące uszkodzenia przewodów rurowych i ich połączeń: pęknięcie, rozdzienie, przetarcie, rysy, zadrapania powłok ochronnych, wgniecenia, odkształcenia, korozja, ścięcie gwintu w złączach (złączki). Pęknięcie, rozdzienie, przetarcie przewodów powoduje natychmiast wyciekanie czynnika znajdującego się w przewodzie lub wadliwe funkcjonowanie zespołu napędowego. Pozostałe uszkodzenia, choć nie wywołują natychmiastowej niesprawności, są niedopuszczalne jako potencjalne jej źródła. Uszkodzenia te profilaktycznie są usuwane podczas obsługi.

• Wzdłużne pęknięcia przewodów — najczęściej występują w miejscach ich zagięć. Mają one charakter zmęczeniowy. Na podstawie badań ustalono, że decydującym czynnikiem powstawania wzdłużnych pęknięć zmęczeniowych



Rys. 2. Pęknięcie poprzeczne przewodu w płaszczyźnie zakończenia tulejki



Rys. 3. Pęknięcie poprzeczne przewodu w miejscu jego dodatkowego mocowania

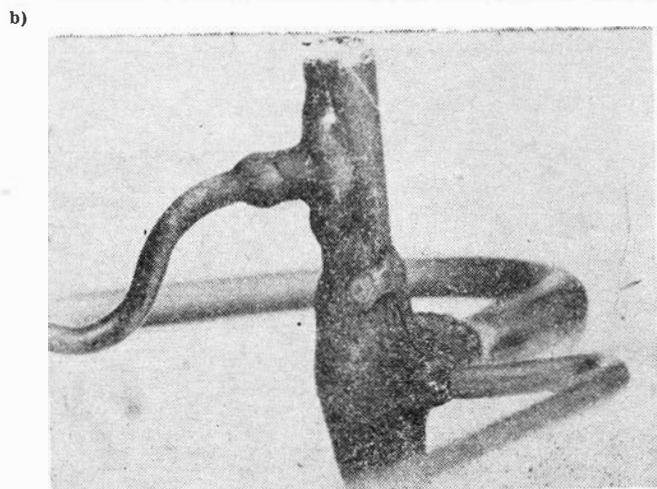
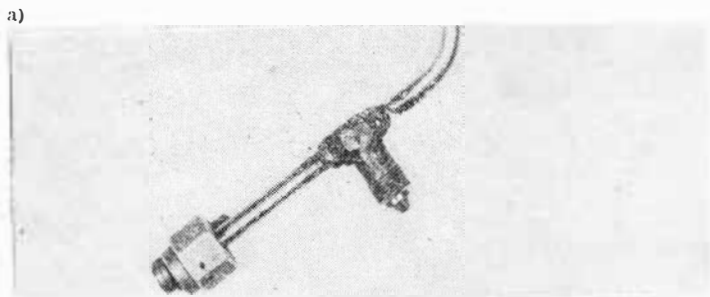
wych jest owalizacja przewodów w miejscach ich gięcia. W tym miejscu pod wpływem ciśnienia przekrój stara się przyjąć kształt kołowy. Największe naprężenia powstają wówczas w strefie największego zagięcia (najmniejszego promienia przekroju) ze względu na największe odkształcenia ścianki, przy czym we włóknach zewnętrznych następuje ściskanie, a w wewnętrznych — rozciąganie. Wartości tych naprężeń są tym większe, im większa jest owalizacja przewodu i większa pulsacja ciśnienia.

● Poprzeczne pęknięcia przewodów — pojawiają się w wyniku zmęczenia materiału lub montażu przewodów z naprężeniami i występują w miejscu największych naprężeń osiowych (zwykle na końcach przewodu lub w miejscu jego dodatkowego mocowania). Typowymi zmęczeniowymi pęknięciami przewodów są:

- pęknięcia w miejscu przejścia przewodu z części cylindrycznej w stożkową,
- pęknięcia w części stożkowej (po obwodzie),
- pęknięcia w miejscu zakończenia tulejki końcówki przewodu (rys. 2),
- pęknięcia przewodu w miejscu jego dodatkowego mocowania (rys. 3),
- pęknięcia na połączeniu (złutowaniu, spawaniu) końcówki przewodu z rurką (rys. 4).

Zasadniczymi przyczynami pęknięcia są:

- obciążenia zmienne o dużych amplitudach, występujące przy poprzecznych drganiach przewodów,
- wstępne naprężenia montażowe, sumujące się z naprężeniami od obciążeń zmiennych.



Rys. 4. Pęknięcie poprzeczne przewodu w miejscu: a) lutowania, b) spawania

Istnienie ewentualnych naprężeń montażowych można ujawnić w następujący sposób:

- poluzować dodatkowe mocowania przewodu,
- poluzować nakrętki końcówek.

Jeśli przy tym przewód odchodzi od dodatkowego mocowania lub króćca więcej niż 5÷10 mm, to przewód zamontowano z naprężeniami wstępnymi.

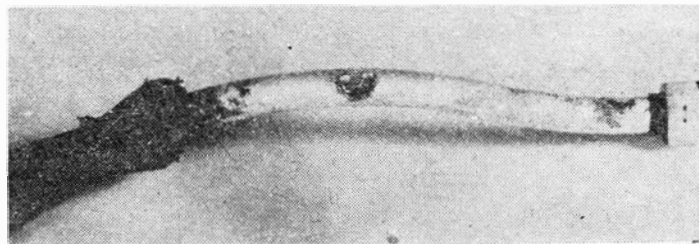
Zródłem zmiennych obciążeń przewodów są ich drgania, spowodowane:

- niewyważeniem zespołów wirnikowych silnika,
- niewyważeniem śmigieł,
- okresowymi lub nieokresowymi zmianami ciśnienia cieczy roboczej (pulsacje ciśnienia, zmiany ciśnienia podczas włączania i wyłączania agregatów, uderzenia hydrauliczne itp.),
- pulsacjami o wysokiej częstości i uderzeniami hydraulicznymi w kawitacyjnym zakresie pracy pomp.

Największe naprężenia wywoływane przez drgania występują w połączeniach przewodów oraz w miejscach ich dodatkowego mocowania. Należy pamiętać, że sztywne mocowanie (podparcie) powoduje wzrost wartości zmiennych naprężeń i może wywołać rezonans drgań o wyższych częstościach w poszczególnych odcinkach przewodu. Zmienne naprężenia przewodów powodują ich uszkodzenia zmęczeniowe. Jeśli uszkodzenia przewodów powstają pod wpływem drgań rezonansowych, to objawami tego zjawiska zwykle są:

- powtarzające się pęknięcie w tym samym miejscu już w początkowym okresie eksploatacji przewodu,
- obłuzowywanie się mocowań przewodu.

Pęknięcie rozprzestrzenia się bardzo szybko po obwodzie, aż do urwania przewodu.



Rys. 5. Przetarcie na przewodzie

● Lokalne rozdęcia przewodów rurowych — są połączone najczęściej z rozerwaniem ich ścianek. Są one następstwem:

- niedostatecznej wytrzymałości materiału,
- pojawienia się w przewodzie ciśnienia przewyższającego dopuszczalne ciśnienie robocze,
- wykonania przewodu niezgodnie z warunkami technicznymi (np. za małą grubość ścianki, nieodpowiedni gatunek stali itp.),
- zmniejszenia wytrzymałości materiału przewodu pod wpływem podwyższonej temperatury.

O charakterze i wielkości rozdęcia (rozerwania) przewodu decyduje rodzaj płynu roboczego (ciecz, gaz). Jeśli w przewodzie znajduje się ciecz, rozdęcie i rozerwanie jest niewielkie, jeśli para lub gaz — jest ono znacznie większe.

Podstawowymi przyczynami wzrostu ciśnienia ponad wartości dopuszczalne mogą być:

- uderzenia hydrauliczne, będące następstwem włączania lub wyłączania agregatów z pracy, szczególnie szkodliwe jest uderzenie hydrauliczne powstałe w wyniku zaklinowania się (zatarcia się) nurnika pompy paliwowej lub hydraulicznej,
- wzrost ciśnienia cieczy (paliwa) wskutek nagrzania się jej w zamkniętym odcinku przewodu; dzieje się tak w przypadku zawodnej pracy urządzeń zabezpieczających (termiczne zawory bezpieczeństwa) lub niedostatecznego trawienia ciśnienia przez luzy w parach suwakowych.

● Przetarcie — jest skutkiem przemieszczania się stykających się lub zbyt blisko siebie rozmieszczonych elementów (powstające np. w wyniku drgań). Miejscowe wytarcia materiału są źródłem nieszczelności przewodów (rys. 5) bądź lokalnej koncentracji naprężeń.

● Rysy, zadrapania powłok ochronnych, wgniecenia i odkształcenia przewodów — są przeważnie skutkiem niedbale wykonywanych prac obsługowo-montażowych. Tak jak poprzednio, mogą one być źródłem koncentracji naprężeń w przewodach.

● Korozja — może pojawić się w miejscach uszkodzenia powłok ochronnych przewodów, wadliwie położonej powłoki, pod obturacjami przewodów. W miejscach tych najczęściej powstają wżery korozyjne (rys. 6).

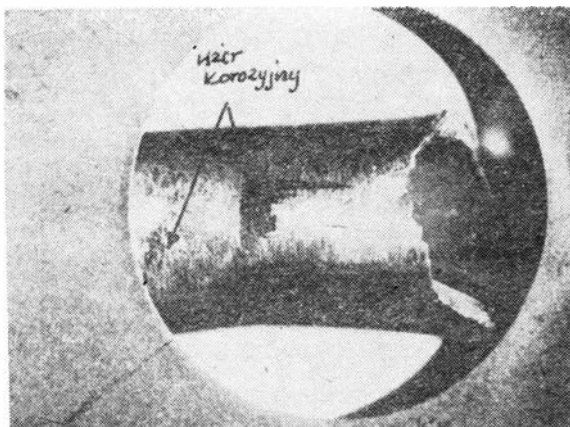
Przedsięwzięcia zapobiegawcze

W procesie projektowania, wytwarzania, remontu i eksploatacji przewodów rurowych zespołów napędowych stosuje się wiele przedsięwzięć, które mają na celu zapobieganie ich uszkodzeniom. Na etapie projektowania, poza obliczeniami wytrzymałościowymi szczególne znaczenie przywiązuje się do rozmieszczenia i ułożenia przewodów na kadłubie zespołu napędowego oraz do ich połączenia między sobą i z agregatami. Przyjmuje się, że przewody nie mogą być oddalone od siebie mniej niż 2 mm, względem innych elementów konstrukcyjnych mniej niż 5 mm, od elementów ruchomych mniej niż 10 mm. Jeśli przewody nie przebiegają względem siebie równolegle, to na tych odcinkach osłania się je (dermą, skórą itp.). W miejscach dodatkowego mocowania stosuje się podkładki z gumy lub z tworzywa sztucznego, najlepiej z teflonu. Celem ich stosowania jest tłumienie drgań oraz zabezpieczenie przewodu przed przetarciem.

Jak wykazała praktyka, istotny wpływ na niezawodność połączeń rurowych wywiera jakość ich montażu. Proces ten występuje nie tylko w fazie wytwarzania i remontu, lecz również w czasie eksploatacji urządzeń. Dlatego znajomość pewnych zasad może wpływać na zwiększenie niezawodności funkcjonowania instalacji. Z ważniejszych zasad należy wymienić następujące:

- podczas montażu przewodów przestrzegać, aby ich nakrętki można było bez oporu nakręcić na długość co najmniej 2/3 ich części gwintowanej,
- przekrzywienie (nieosiowość) osi przewodów względem króćców nie powinno być większe od wartości dopuszczalnych,
- nie doginać przewodów już zamontowanych,
- sprawdzać osiowość nie zmontowanych przewodów,
- przewody dokręcać przy użyciu dwóch właściwych kluczy,
- nie dopuszczać do naciągania przewodów,
- podkładki tłumiące przed ponownym montażem przewodów zamieniać na nowe,
- dodatkowe mocowania przewodów dokręcać po całkowitym dopasowaniu i przyłączeniu zamienianych przewodów,
- nie dopuszczać do stykania się przewodów z silnie nagrzewającymi się częściami silnika,
- kontrolować sprawność chłodzenia komory silnikowej (przeływ powietrza przez szczeliny utworzone przez osłony ciepłe powinien być swobodny).

Wskaźnikiem poprawności mocowania przewodu jest pokrywanie się jego osi z osią łącznika oraz stykanie się kołnierza przewodu (części rozwałcowanej) ze stożkiem łącznika. Wartości odchylenia położenia osi (mimośrodowość,



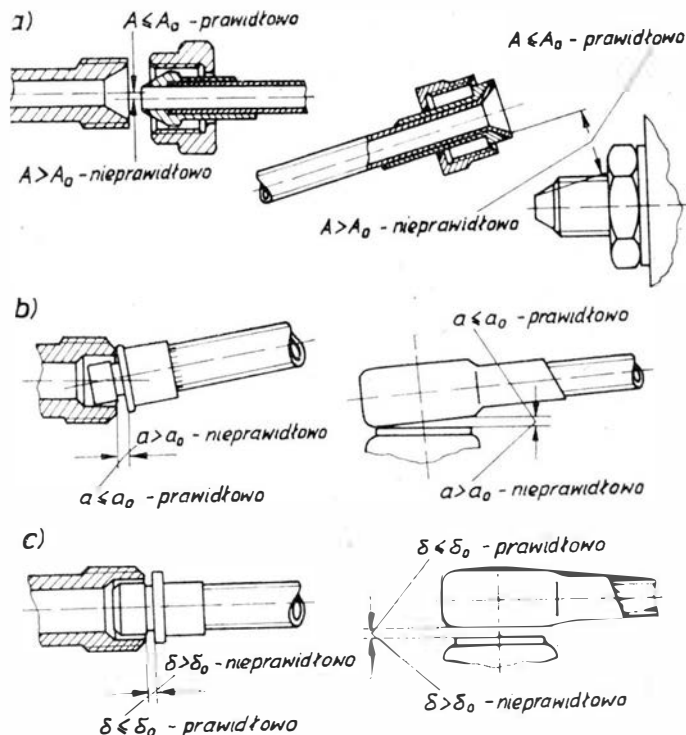
Rys. 6. Wzór korozyjny na przewodzie

przekrzywienie, przemieszczenie osiowe) elementów przewodów i agregatów są na ogół podane w odpowiednich biuletynach i instrukcjach. Jeśli jednak instrukcją eksploatacji nie zawiera powyższych danych, zaleca się stosować następujące kryteria:

- dla przewodów instalacji płatowcowych:
 - mimośrodowość A osi przewodów względem osi łącznika (złącza) lub króćca (rys. 7a) nie powinna być większa niż A_0 , wartość ta jest równa średnicy przewodu, jeśli długość przewodu od końca do jego najbliższego zamocowania wynosi 50 średnic, dla mniejszych długości przewodów A_0 proporcjonalnie zmniejsza się (dotyczy to również miejsc dodatkowego mocowania przewodów — rys. 8).
 - przekrzywienie (przekoszenie) a osi przewodu względem osi łącznika (rys. 7b) nie powinno być większe od a_0 (tabl. 1),

— przemieszczenia osiowe (nieprzyleganie) δ elementów połączenia przewodów i łącznika (rys. 7c) nie powinno być większe niż δ_0 (tabl. 2),

- dla przewodów instalacji silnika:
 - mimośrodowość A osi przewodu względem osi łącz-



Rys. 7. Szkice połączeń przewodów: a) z przemieszczeniem mimośrodowym, b) z przekrzywieniem, c) z przemieszczeniem osiowym (przy nieprzyleganiu)

nika (złącza) lub króćca (rys. 7a) nie powinna być większa niż A_0 (tabl. 3),

— przekrzywienie (przekoszenie) a osi przewodu względem elementu łączącego (rys. 7b) oraz przemieszczenie osiowe δ elementów połączenia przewodu i łącznika (rys. 7c) nie powinny być większe od wartości a_0 i δ_0 podanych w tabl. 4.

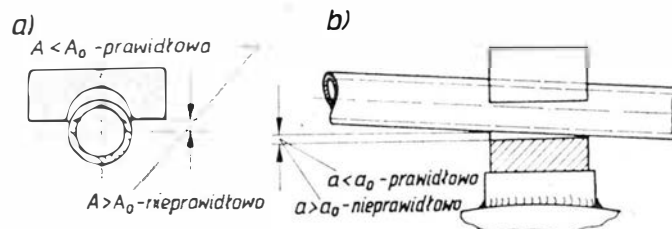
Przy kontroli i montażu przewodów z łącznikami elastycznymi (gumowymi) należy przestrzegać następujących zasad:

TABLICA 1

Nominalna średnica przewodu, mm	6 × 4	8 × 6	12 × 10	16 × 14	22 × 20	27 × 25
Dopuszczalne przekrzywienie a_0 , mm	0,5	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3

TABLICA 2

Długość przewodu, mm	Kształt przewodu	Dopuszczalne przemieszczenie δ_0
do 500	prosty	0,5
od 500 do 1500	prosty z jednym (lub więcej) wygięciem	1,0 1,5
powyżej 1500	prosty z jednym (lub więcej) wygięciem	1,5 2,0



Rys. 8. Nieprzyleganie a) lub przekrzywienie b) przewodu w miejscu dodatkowego mocowania

cd. na III s. okł.

Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VII)

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI
Instytut Lotnictwa

ŚMIGŁOWIEC Fa 223 DRACHE (1940 r.)

Skonstruowany przez prof. Heinricha Fockego Fa 223 Drache (Smok) był, po F1 282 Kolibri, drugim śmigłowcem w historii lotnictwa, którego używano w operacjach wojskowych — w przyszłości miał uzasadnić rozwój lotnictwa śmigłowcowego (transport z niedostępnych miejsc, akcje ratunkowe, prace dźwigowe). Był pierwszym śmigłowcem, którego jeden egzemplarz użytkowano ok. 200 h, co pozwoliło na zgromadzenie bogatych doświadczeń eksploatacyjnych.

Pomysł zbudowania śmigłowców użytkowych, opartych na doświadczeniach uzyskanych z lotu doświadczalnego Fw 61, powstał w Niemczech w 1937 r. Jednym z nich miał być cywilny 6-miejscowy śmigłowiec Fa 266 Hornisse (Szerzeń) dla linii lotniczych Deutsche Lufthansa, napędzany silnikiem o mocy 589 kW (800 KM), drugim zaś 2-miejscowy śmigłowiec szkolny Fa 224 Libelle (Ważka) z silnikiem o mocy 177 kW (240 KM).

Latem 1939 r., gdy prace projektowe nad obydwooma śmigłowcami były już bardzo zaawansowane, zapadła decyzja Ministerstwa Lotnictwa RLM o zmianie przeznaczenia Fa 266 (na wojskowy) oraz o zaniechaniu budowy Fa 224. Nowej wersji Fa 266 nadano oznaczenie Fa 223.

Pierwszy prototyp Fa 223 V1 (D-OCEB) z silnikiem BMW Bramo Fafnir 323D o mocy 736 kW (1000 KM) został skompletowany we wrześniu 1939 r. i niezwłocznie rozpoczęto jego 100-godzinne próby naziemne i loty na uwięzi. Po ich ukończeniu, 12 czerwca 1940 r. w Delmenhorst (siedzibie firmy Focke Achgelis & Co., GmbH) pilot Karl Bode wykonał na śmigłowcu pierwszy lot swobodny. Fa 223 okazał się konstrukcją równie dobrą jak Fw 61, o czym świadczyły jego osiągi: prędkość maks. lotu poziomego 182 km/h, prędkość wznoszenia 8,8 m/s, pułap 7100 m. 5 lutego 1941 r., po wykonaniu 115 lotów, prototyp V1 uległ katastrofie (pilot K. Bode uratował się na spadochronie, obserwator zginął). Zastąpiły go w próbach: drugi prototyp Fa 223E V2 (D-OCEW) oraz, noszący już oznaczenie wojskowe, trzeci, wielozadaniowy prototyp Fa 223E V3. Będący wzorcem dla przewidywanej serii informacyjnej. Zarówno V2, jak i V3 miały inny niż V1 kształt przodu kadłuba. Od wejścia do prób drugiego i trzeciego prototypu do fabrycznego symbolu śmigłowca Fa 223 dodano oficjalną nazwę Drache.

W wersji zakwalifikowanej do produkcji (pierwsze zamówienie opiewało na 100 szt., z których 30 miało służyć próbom rozwojowym i eksploatacyjnym) śmigłowiec Fa 223 Drache miał ten sam co Fw 61 układ poprzeczny z dwoma trójkątowymi wirnikami osadzonymi na kratownicowych wysięgnikach bocznych, różnił się jednak od poprzednika wielkością, masą i mocą napędu. Kadłub, spawany z rur chromowo-molibdenowych i pokryty płótnem, mieścił z przodu kabinę pilota i obserwatora, pomieszczenie ładunkowe z 490-litrowym zbiornikiem paliwa oraz komorę silnikową dla gwiazdowego chłodzonego powietrzem silnika BMW Bramo Fafnir 323Q-3 o maks. mocy 736 kW (1000 KM). Na końcu kadłuba znajdowało się konwencjonalne usterzenie samolotowe w układzie T. Kadłub z wysięgnikami był osadzony na trójkątowym stałym podwoziu z kółkiem przednim.

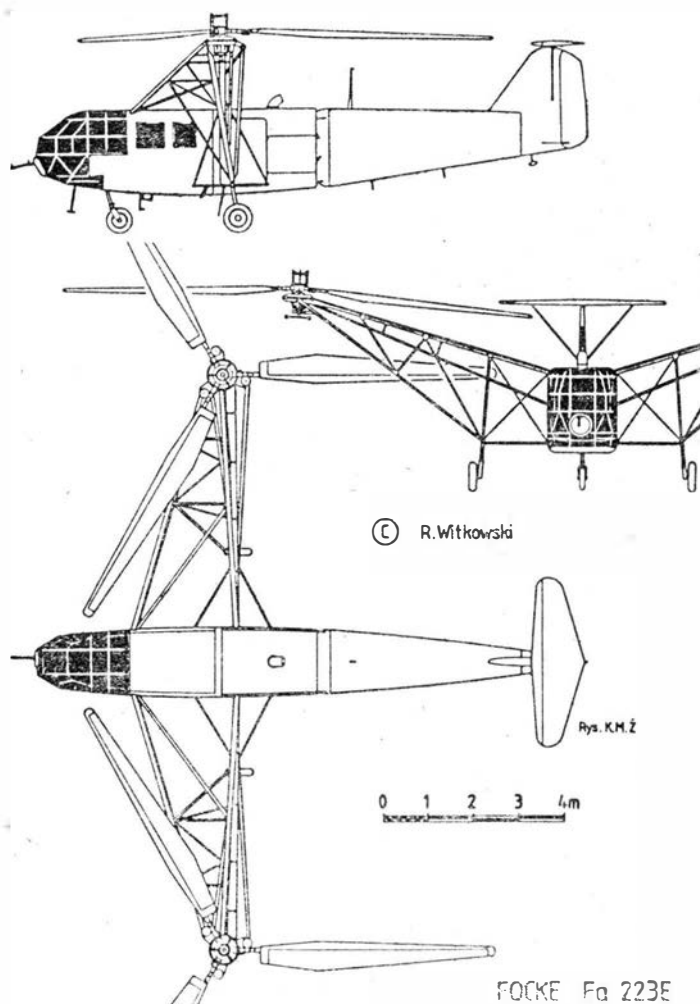
Układ sterownic w kabinie składał się z drążka sterowego, pedałów, dźwigni gazu (mocy) i kołowych trymerów. Podłużne pochylanie śmigłowca było realizowane za pomocą tarcz sterujących, pochylanie poprzeczne — różnicowym sterowaniem skokiem ogólnym wirników, obroty wokół osi pionowej — przeciwnym wychyleniem tarcz sterujących. Wielkość sumarycznego ciągu obu wirników była sterowana początkowo obrotami wirników, później (od śmigłowca oznaczonego V13) w Fa 223 wprowadzono dwupołożeniową dźwignię skoku ogólnego (jedno położenie do lotów z mocą, drugie do autorotacji). Tylko jeden śmigłowiec, Fa 223 V16, otrzymał eksperymentalną dźwignię sprzęgającą zmiany skoku ze sterowaniem mocą silnika.

Łopaty wirników Fa 223 miały konstrukcję mieszaną ze stalowym rurkowym dźwigarem, 36 żeber z sosny i pokrycie

sklejkowo-płócienne. Były osadzone w głowicach na przegubach wahań i przegubach odchylenia, zaopatrzonych w tłumiki cierne. Oprócz kątowych przekładni zmieniających kierunek napędu dostarczanego do nich wałami od silnika głowice zawierały mechanizmy wolnego biegu i automaty przestawiające łopaty na kąty autorotacji w razie awarii napędu (ten automatyczny system stał się przyczyną kilku wypadków, gdy awaria następowała w zawisie).

Alianckie bombardowania utrudniały rozpoczęcie produkcji Fa 223. W czerwcu 1942 r. fabryka w Dalmenhorst została całkowicie zniszczona wraz z obydwooma prototypami V2 i V3 oraz siedmioma śmigłowcami serii informacyjnej. Podobny los spotkał wytwórnię po jej przeniesieniu do Laupheim, z bombardowania w lipcu 1944 r. ocalało tylko 7 śmigłowców serii informacyjnej (V11÷V17). Skierowano je do prób eksploatacyjnych, w których m.in. użyto śmigłowca do prac ratowniczych na bagnach (rozbił się przy nich śmigłowiec V11) i do eksperymentów w operacjach górskich (ładowano na wysokościach od 900 do 2300 m n.p.m.). Próby górskie ukończono w październiku 1944 r.

Po zbombardowaniu Laupheim, produkcję Fa 223 przeniesiono na lotnisko Tempelhof w Berlinie. Do końca wojny zmontowano tam 4 egz. Fa 223, z których tylko jeden, z numerem fabrycznym 00051, wszedł do służby w Luftwaffe. Trzy pozostałe śmigłowce (nr fabr. 00052÷00054) stały się zdobyczą armii radzieckiej.

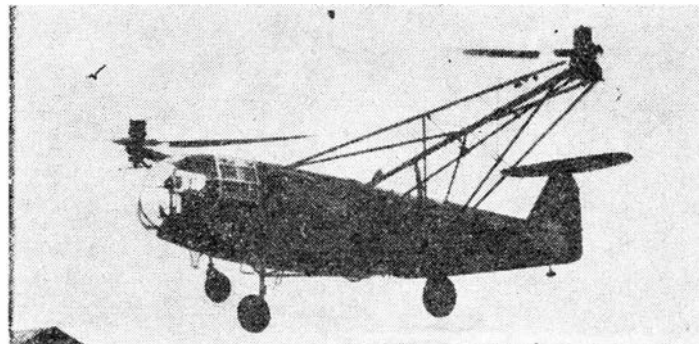


Rys. 1. Śmigłowiec Focke Fa 223E

Pod koniec 1944 r. tylko 5 egz. Fa 223 było zdalnych do lotu, gdyż podczas akcji ratunkowej na Mont Blanc uległ katastrofie Fa 223 V12, zaś inny śmigłowiec został zniszczony na ziemi. Wiosną 1945 r. 3 egz. Fa 223 zostały skierowane do specjalnej jednostki transportowej Lufttransportstaffel 40 (w jej skład wchodziło również 5 śmigłowców FI 282 Kolibri), zajmującej się m.in. lotami do oblężonych lub zagrożonych miast. Jeden z takich lotów (prawdopodobnie z zadaniem ewakuacji hitlerowskich dygnitarzy) odbył Fa 223 Drache nr 00051 na wyzwolane ziemie polskie. Na przełomie lutego i marca 1945 r. śmigłowiec pilotowany przez najbardziej doświadczonego śmigłowcowego pilota Luftwaffe Hansa Helmuta Gerstenhauera odbył lot z zadaniem dotarcia do obleganego przez armię radziecką Grudziądza. Doleciał jednak tylko do Pruszcza i Gdyni, bo lądowanie w centrum Grudziądza okazało się już niemożliwe — miasto skapitułowało 5 marca. W tej wyprawie śmigłowiec pokonał etapami trasę 1675 km w czasie 16 h 25 min.

Lufttransportstaffel 40 przestał istnieć gdy lotnisko Radstadt w Austrii zostało zajęte przez armię USA. Dwa Fa 223 Drache (V14 i „grudziądzki” nr 00051, mający wylataną rekordową liczbę 170 h) były nieuszkodzone, trzeci Fa 223 został zniszczony przez załogę. Egzemplarz V14 został przekazany Anglikom do prób w eksperymentalnym ośrodku RAF w Beaulieu. Śmigłowiec pilotowany przez jeńca Gerstenhauera lecącego pod strażą, 6 września 1945 r. wykonał przelot do Anglii pokonując po raz pierwszy w historii

Pałap praktyczny	4875 m
Pałap zawisu z wpływem ziemi IGE	2010 m
Pałap zawisu bez wpływu ziemi OGE	853 m
Zasięg	300 km
Długość trwania lotu	2 h 20 min



Rys. 3. Fa 223 Drache (SE 3000) przejęty przez Francję, podczas prób w Villacoublay. Fot. ze zbiorów autora

ŚMIGŁOWIEC FI 282 KOLIBRI (1941 r.)

Niemiecki śmigłowiec FI 282 Kolibri zajmuje w historii techniki śmigłowcowej zaszczytne miejsce. W 1942 r., gdy śmigłowce w innych krajach ciągle jeszcze znajdowały się w fazie prototypowych eksperymentów, FI 282 Kolibri jako pierwszy był używany w operacjach wojskowych.

Anton Flettner, znany wynalazca kłapki Flettnera lub po prostu „flettnera” (urządzenia aerodynamicznego odciążającego stery samolotów), prace nad wiroplatami rozpoczął w 1932 r. Zaprojektował wówczas eksperymentalny śmigłowiec z bezpośrednim napędem wirnika (wolnym od momentu reakcyjnego oddziałującego na kadłub), wzorowanym na wcześniejszych pracach konstruktora Isacco. Śmigłowiec nazywany Gigant miał dwułopatowy wirnik o średnicy 30 m, na którego łopatach były zabudowane w połowie długości silniki Anzani o mocy 22 kW (30 KM), napędzające małe śmigła. W latach 1933—1934 śmigłowiec wykonał kilkanaście udanych lotów na uwięzi, ale został całkowicie zniszczony (podczas swobodnego zawisu na wysokości 6 m silny podmuch wiatru wyrwał go).

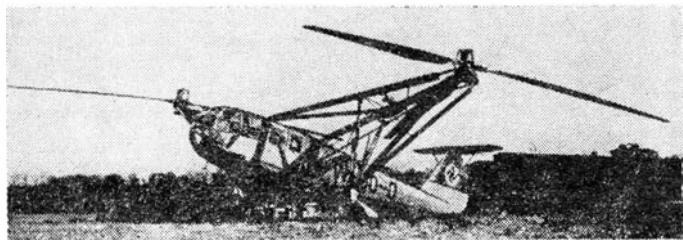
W 1935 r. Flettner podjął się realizacji zlecenia marynarki wojennej III Rzeszy (Kriegsmarine) na budowę jednomiejscowego wiroplata mogącego startować z pokładu okrętu. Śmigłowiec, oznaczony FI 184, był rozwiązaniem hybrydowym o cechach zarówno wiatrakowca, jak i śmigłowca. Został oblatany w 1936 r. Uległ katastrofie zanim jeszcze rozpoczęto próby kwalifikacyjne. Niepowodzeniem skończyły się również badania następnej hybrydy — FI 185 Heligyro. Wówczas Flettner zaprojektował jednomiejscowy FI 265, w którym po raz pierwszy zastosował oryginalny krzyżowy układ dwu wirników z wzajemnie przecinającymi się tarczami.

Oblot FI 265 odbył się w maju 1939 r. Śmigłowiec o masie 800 kg był napędzany gwiazdowym, chłodzonym powietrzem silnikiem Bramo Sh 14A o mocy 100 kW (150 KM) i mógł osiągać prędkość 160 km/h. Choć pierwszy prototyp FI 265 V1 uległ katastrofie (łopaty obu wirników zderzyły się ze sobą w locie), próby kontynuowano. Kilka jednostek pływających zaopatrzone w platformy o powierzchni 10 m² i śmigłowiec dokonał na nich eksperymentalnych startów i lądowań podczas ćwiczeń na Bałtyku i Morzu Śródziemnym. Próby spełniły wszystkie oczekiwania, śmigłowiec nadawał się do obserwacji okrętów podwodnych. FI 265 lądował również na pokładzie wynurzonego U-Bootu. Podczas prób rozbił się tylko jeden śmigłowiec (wystartował, ale zapomniano uprzednio uzupełnić go paliwem).

FI 265 był również badany w górach. Użyto go m.in. do transportu elementów mostu, holowania pneumatycznych pontonów w poprzek rzek, ewakuacji sprzętu z niedostępnych miejsc.

W 1940 r. przystąpiono do przygotowywania produkcji FI 265 w zakładach w Johannistal. Ale w tym czasie Flettner miał już opracowaną ulepszoną wersję śmigłowca, FI 282 Kolibri o lepszych cechach operacyjnych niż FI 265. Przygotowania do produkcji FI 265 przerwano i skoncentrowano się na dopracowaniu nowego śmigłowca.

FI 282 Kolibri miał tę samą co poprzednik konfigurację 2 dwułopatowych wirników z przecinającymi się tarczami. Oś obrotów obu wirników były od siebie odchylone o 24° i pochylone do przodu 6°. Średnica pojedynczej tarczy wynosiła 11,97 m. Został zachowany również ten sam silnik



Rys. 2. Drugi prototyp Fa 223 (D-OCEW) podczas prób w Delmenhorst (1940 r.)

lotnictwa śmigłowcowego kanał La Manche. Prób śmigłowca jednak nie dokonano, gdyż podczas trzeciego lotu w Beaulieu nastąpiła awaria silnika w wysokim zawisie i maszyna uległa zniszczeniu (załoga ocalała). O losach Fa 223 („grudziądzkiego”) przejętego przez Amerykanów nie ma wiadomości (do USA nigdy nie dotarł).

Dwa niecałkowicie zmontowane egzemplarze Fa 223 przejęła Czechosłowacja w fabryce Aero w Letňanach k. Prahy. Do stanu lotnego zostały one doprowadzone, pod oznaczeniem VR-1 (Vrtulnik-1), na początku 1948 r. Ich oblotu dokonał pierwszy śmigłowcowy pilot czechosłowacki wyszkolony w Szwecji, František Janča. Śmigłowce VR-1 latały do 1949 r., obydwa jednak w tym roku rozbiły się.

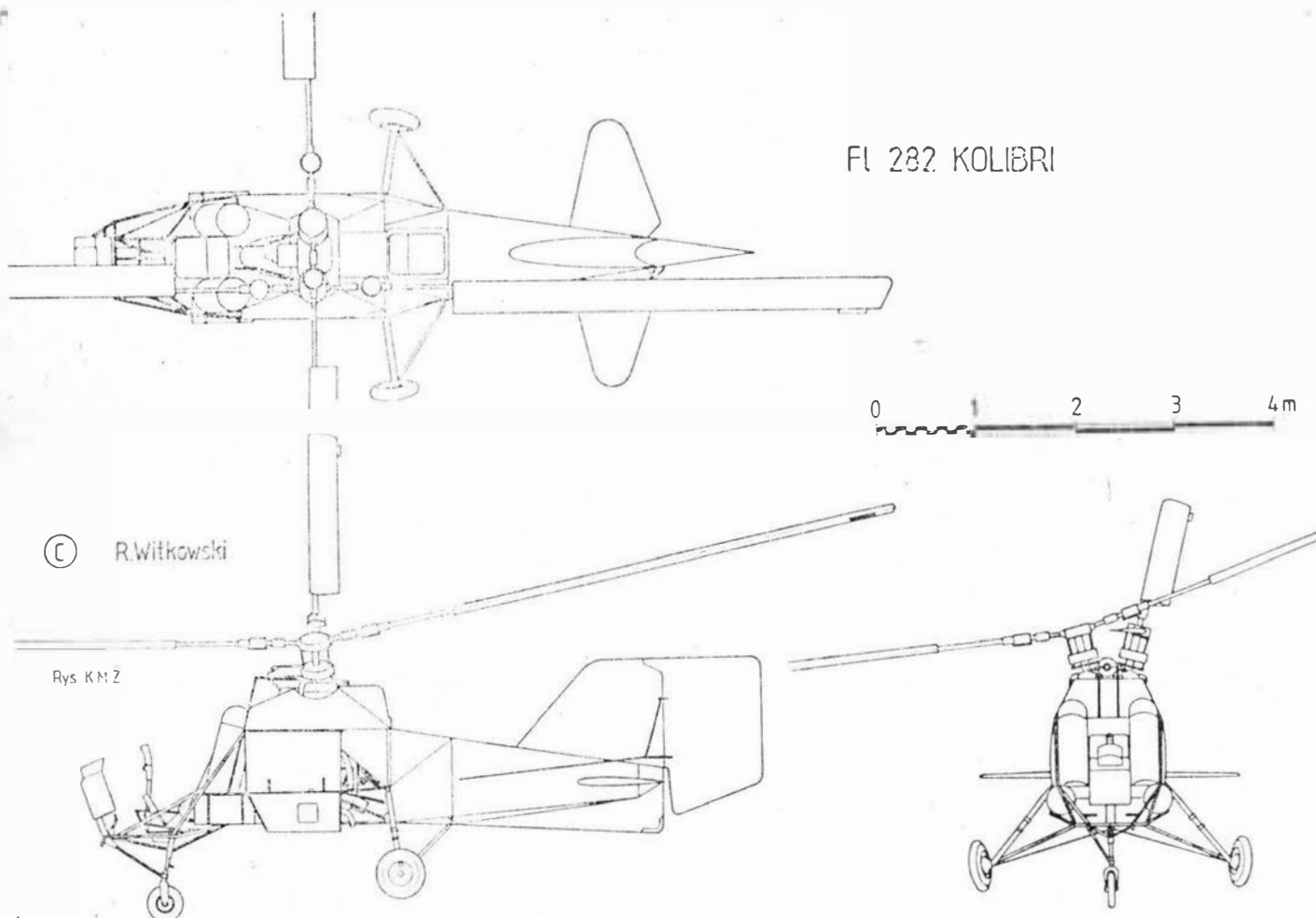
Dwa inne niekompletne Fa 223 przejęli Francuzi. Montaż ich ukończono w zakładach SNCASE w Villacoublay przy pomocy zespołu niemieckich specjalistów kierowanego przez prof. H. Fockego. Śmigłowcom, w których dokonano pewnych przeróbek przedniej części kadłuba (przedłużenie o 53 cm, bogatsze oszklenie kabiny załogowej) nadano oznaczenie SE 3000. Na egzemplarzu nr 01 F-WFDR (oblatanym 23 października 1948 r. przez Henri Stakenburga) i na egzemplarzu nr 02 F-WFRS prowadzono próby w locie kontynuowane do grudnia 1950 r. Później obydwa śmigłowce skierowano do zbiorów muzealnych.

Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	12,00 m
Powierzchnia tarcz obu wirników nośnych	226,00 m ²
Rozstaw osi wirników	12,50 m
Szerokość z wirnikami	24,50 m
Długość kadłuba	12,25 m
Wysokość	4,36 m
Rozstaw głównych kół podwozia	5,00 m
Baza podwozia	2,70 m
Masa własna	3180 kg
Ładunek użyteczny normalny	680 kg
Masa maks. w locie	4315 kg
Prędkość maks. na wys. 2000 m	176 km/h
Prędkość przelotowa	
na wysokości 2000 m	134 km/h
na poziomie morza	122 km/h
Prędkość wznoszenia na poziomie morza przy masie 3855 kg	4,06 m/s

Bramo Sh 14A, ale zmieniono jego położenie; mieścił się on teraz w centralnej części kadłuba, za pilotem. Łopaty miały konstrukcję mieszaną ze stalowym dźwigarem, drewnianymi żebrami i sklejkowym pokryciem. Były one przymocowane do głowic na przegubach wahań (poziomych) i od-

wieży działowej krążownika Köln. Próby przeprowadzono na Bałtyku. Podczas silnych kołysań okrętu wypróbowano specjalną technikę lądowania polegającą na ściąganiu śmigłowca w dół z zawisu za pomocą 10-metrowej liny i ręcznej ściągarci.



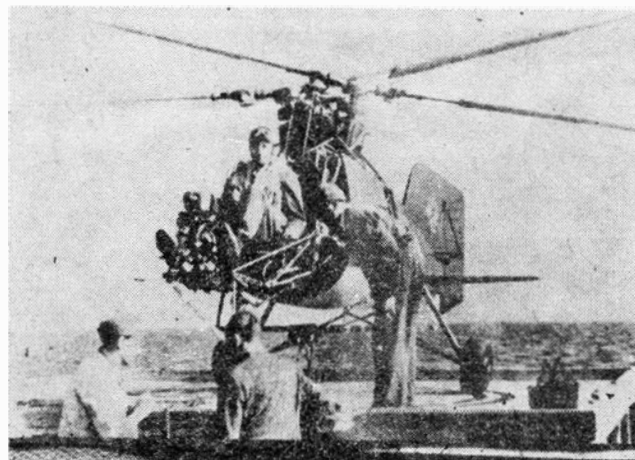
Rys. 4. Śmigłowiec F1 282 Kolibri

chyleń (pionowych). Ruch łopat w płaszczyźnie obrotu był tłumiony ciemnymi tłumikami, które zapobiegały niebezpieczeństwu zderzeń łopat obu wirników, gdy w azymutalnych położeniach 45° , 135° , 225° i 315° znajdowały się najbliżej siebie. Pedaly zapewniały różnicowe sterowanie skokiem i ruchem steru pionowego. W śmigłowcu był zamontowany regulator stałych obrotów wirników (160 obr./min), który również zapewniał automatyczne przestawienie łopat na kąty autorotacji w przypadku awarii silnika.

Kadłub F1 282 miał konstrukcję kratownicową z rur stalowych pokrytą płótnem z wyjątkiem części przysilnikowej, pokrytej blachą. W kadłubie znajdowały się dwa miejsca dla załogi: z przodu miejsce pilota, a z tyłu, za osiami wirników, odwrócone tyłem miejsce obserwatora. Zbiornik paliwa miał pojemność 104,5 l, ale gdy w locie brały udział dwie osoby, ilość paliwa była ograniczona do 64 l.

Na początku 1941 r. pilot Hans E. Fuisting oblatywał pierwszy prototyp F1 282 V1 i wkrótce rozpoczęto w Johannistal budowę liczącą 30 szt. serii prototypowej, a w zakładach w Bad Tölz — 15 egz. serii przedprodukcyjnej. W 1942 r. piąty prototyp V5 przeszedł próby kwalifikacyjne startując i lądując na platformie zabudowanej na tylnej

Wkrótce po próbach egzemplarze serii prototypowej skierowano do służby przy ochronie konwojów na Bałtyku, Morzu Egejskim i Morzu Śródziemnym. F1 282 Kolibri mógł wykonać zadania nawet przy najgorszej pogodzie, w deszczu i przy porywistym wietrze. Był łatwy w pilotowaniu i mechanicznie niezawodny, co wykazała 95-godzinna próba eksploatacyjna bez wymiany części i napraw. Do lotów na F1 282 wyszkolono 50 pilotów.



Rys. 6. F1 282 Kolibri po lądowaniu na okręcie. Pod kadłubem widoczne urządzenie ściągarckowe. Fot. ze zbiorów autora

W 1944 r. w wytwórniach BMW w Monachium i Eisenach zamówiono 1000 szt. F1 282. Mimo przygotowania oprzyrządowania produkcyjnego, zamówienia tego nigdy nie zrealizowano, gdyż alianckie bombardowania zniszczyły oba zakłady. W Johannistal zanim i ten zakład został zbombardowany, zbudowano łącznie tylko 24 egz. F1 282 Kolibri

cał. na s. 17



Rys. 5. F1 282 Kolibri podczas podejścia do lądowania na okręcie (1942 r.). Fot. ze zbiorów autora

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Nowe możliwości lotu w stanie przeciągnięcia	1
ZE ŚWIATA	2
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	2
J. Perliński: Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r.	3
J. Zwierzyński: Kryzys bezpieczeństwa w lotnictwie USA?	7
S. Danilecki: Zamknięte skrzydło — zalety i wady (II)	8
KARTOTEKA TLiA: Letov L-23 Blanik II	11
Kawasaki C-1 ECM	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Użytkowanie wodnosamolotu (II)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Porównawcze charakterystyki materiałów konstrukcyjnych	16
M. Pięgas, R. Szymaniec: Uszkodzenia przewodów rurowych w lotniczych silnikach turbinowych	18
R. Witkowski: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VII) (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROJEKTY: Canadair CL-601RJ Challenger	II okł.
Władze kanadyjskie upoważnią niektóre linie lotnicze do autoinspekcji	II okł.
North West Airlines zagrożone karą za uchybienia zagrażające bezpieczeństwu	II okł.
Na okładce: Samoloty Il-28: wersja bombowa, szkolna Sił-28 i rozpoznawcza Il-28R — rys. K. Cieślak	

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
mgr Agnieszka Woźniczka

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Góruński, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, 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. Miśtałowicz, mgr inż. M. Mikiłuszka, mgr inż. A. Miśtałerek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

STRESZCZENIA

PERLIŃSKI J.: Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 10, s. 3

Autor przewiduje, jakie samoloty myśliwskie przechwytyjące, myśliwsko-szturmowe i szturmowe będą wchodzić na wyposażenie zachodniego lotnictwa w ostatnich latach XX w.

ZWIERZYŃSKI J.: Kryzys bezpieczeństwa w lotnictwie USA? TLiA, t. XLIII, 1988, nr 10, s. 7

Przedstawiono dane statystyczne oraz wskazano przyczyny spadku bezpieczeństwa lotów pasażerskich w USA.

DANILECKI S.: Zamknięte skrzydło — zalety i wady (II). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 10, s. 8

Omówiono niektóre problemy występujące przy budowie samolotu z tzw. zamkniętym skrzydłem. Starano się przedstawić wyłaniające się zagadnienia, zwłaszcza w fazie projektowania, dokonano też próby oceny wad i zalet takiego układu skrzydeł.

PIĘGAS M., SZYMANIEC R.: Uszkodzenia przewodów rurowych w lotniczych silnikach turbinowych. TLiA, t. XLIII, 1988, nr 10, s. 18

W artykule omówiono wymagania stawiane połączeniom rurowym, rodzaje i przyczyny powstających uszkodzeń oraz podano wskazówki konstrukcyjne, montażowe i eksploatacyjne mające zapewnić dużą niezawodność pracy przewodów. Zwrócono też uwagę na konieczność dokładnej analizy każdego przypadku uszkodzeń.

WITKOWSKI R.: Osiemdziesiąt lat śmigłowców (VII). TLiA, t. XLIII, 1988, nr 10, s. 21

W artykule przedstawiono śmigłowce niemieckie: Fa 223 Drache z 1940 r. i Fl 282 Kolibri z 1941 r.

CONTENTS

PERLIŃSKI J.: The western combat aircraft in 2000. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 10, p. 3

The article offers the author's prognosis as to which interceptor-fighters, striking fighters and strike aircraft are likely to furnish the Western aviation throughout the last years of the 20th century.

ZWIERZYŃSKI J.: Safety crisis in the US aviation? TLiA, vol. XLIII, 1988, No 10, p. 7

Statistics data have been cited and the reasons for passenger flight safety decrease in US aviation have been discussed.

DANILECKI S.: Joined wing — the benefits and drawbacks (II). TLiA, vol. XLIII, 1988, No 10, p. 8

Some problems have been presented encountered in the design of an airplane featuring the so-called jointed wing. New design issues occurring have been discussed. An attempt is made to assess the advantages and disadvantages of this configuration.

PIĘGAS M., SZYMANIEC R.: Turbine aero-engine tubing damages. TLiA, vol. XLIII, 1988, No 10, p. 18

The article discusses the requirements for tube connections as well as the kinds and reasons for occurring damages. The author provides the guides how to design, to assemble and to serve the tubing to ensure its fail-safe operation. The role of thorough examination of each case of damage has been stressed.

WITKOWSKI R.: Eighty years of helicopters (VII). TLiA, vol. XLIII, 1988, No 10, p. 21

The article presents German helicopters: Fa 223 Drache of 1940 and Fl 282 Kolibri of 1941.

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH



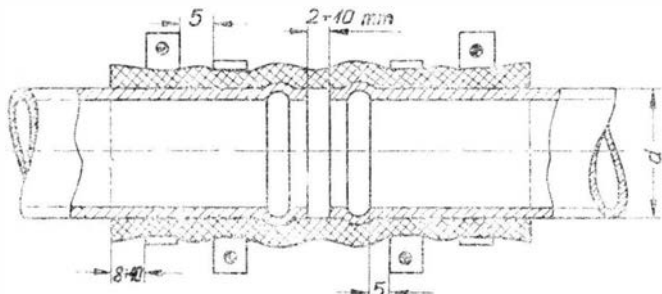
SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0659-1300/88. Nakład 5650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. A-64. Cena pojedynczego egzemplarza zł 200,—

- średnica łącznika powinna odpowiadać średnicy rury (dopuszczalna różnica może wynosić ± 1 mm),
 - odstęp między łączonymi rurami przewodu powinien wynosić nie mniej niż 2 mm, jednak nie więcej niż 10 mm,
 - długość łącznika powinna być taka, aby z każdej strony przewodu rurowego można było założyć dwa ściągacze,
 - odstęp między sąsiednimi ściągaczami powinien być nie mniejszy niż 5 mm,
 - odległość od końca łącznika do skrajnego ściągacza powinna zawierać się w granicach od 8 do 10 mm.
- Przedstawione zasady montażu łączników elastycznych zilustrowano na rys. 9.



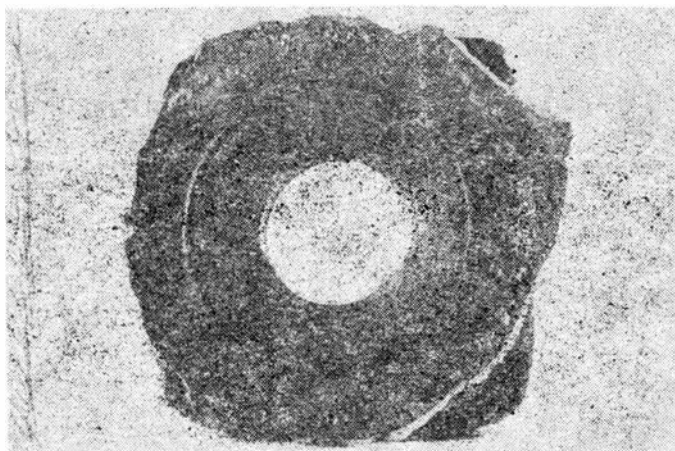
Rys. 9. Ilustracja zasad montażu łączników elastycznych sztywnych przewodów rurowych

TABLICA 3

Odległość od końca przewodu do miejsca zamocowania, mm	Dopuszczalna wartość mimośrodów A_0 , mm, dla przewodu o danej średnicy, mm					
	6	8	10	12	16	18 i większe
do 50	1,5	1,0	1,0	—	—	—
od 50 do 100	2,5	2,0	1,5	1,5	1,5	—
od 100 do 150	3,0	2,5	2,0	2,0	1,5	1
powyżej 150	3,0	3,0	2,5	2,5	2,0	1

TABLICA 4

Nominalna średnica przewodu, mm	Dopuszczalne przekrzywienie α_0 , mm	Dopuszczalne przemieszczenie osiowe δ_0 , w mm w zależności od długości przewodu, mm	
		do 2000	powyżej 2000
6 x 4	0,5	0,75	1,0
8 x 6	0,5	0,75	1,0
12 x 10	0,4	0,60	0,8
16 x 14	0,4	0,60	0,8
22 x 20	0,3	0,50	0,7
27 x 25	0,3	0,50	0,7



Rys. 10. Zmęceniowe urwanie kołnierza kadłuba komory spalania do którego był mocowany przewód

Przed montażem zdjęte lub nowe przewody zaleca się szczegółowo przejrzeć, rozkonserwować, przemyć benzyną lub naftą i przedmuchać suchym sprężonym powietrzem. Niedopuszczalne jest występowanie na powierzchniach i kołnierzach przewodów korozji, rys, wgnieceń, zadrapań, śladów odkształceń oraz uszkodzeń powierzchni emalio- wanych (lakierowanych).

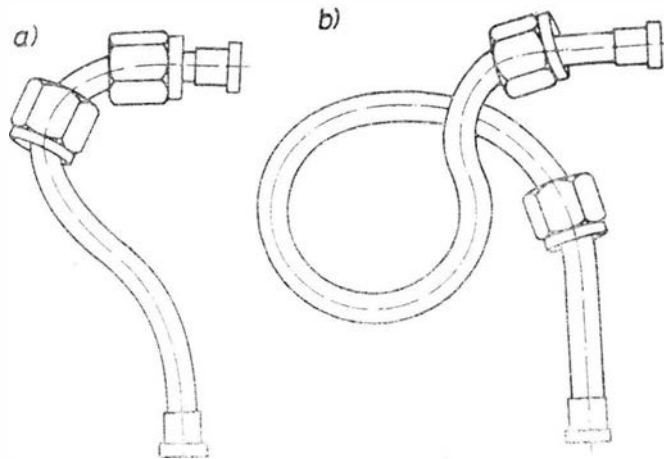
W czasie eksploatacji, przy wykonywaniu różnego rodzaju prac obsługowych powinno się zwracać szczególną uwagę na to, aby przewody:

- nie stykały się z innymi elementami konstrukcji statku powietrznego,
- nie miały wgnieceń i przetarć,
- nie były obluzowane na końcówkach,
- nie były obluzowane w miejscach dodatkowych mocowań (tzw. oburtowania).

* * *

Jak wykazuje praktyka eksploatacyjna, niemożliwe jest uniknięcie różnego rodzaju uszkodzeń przewodów. Dążenie do zminimalizowania liczby uszkodzeń narzuca konieczność każdorazowego ustalania przyczyny powstania uszkodzenia w celu zastosowania skutecznej profilaktyki. Bardzo często jest to trudny i złożony problem, o czym mogą świadczyć poniższe przykłady.

Na jednym z turbinowych silników odrzutowych stwierdzono urwanie przewodu doprowadzającego mieszankę paliwowo-powietrzną do układu dopalania. Ustalono, że urwanie to ma charakter zmęczeniowy. Bez głębszej analizy problemu na silnik zamontowano drugi przewód. Po ok. 90 h pracy przewód uległ podobnemu uszkodzeniu. Późniejsza analiza wykazała, że przyczyną zmęczeniowego urwania się przewodu było wprowadzenie nadmiernych montażowych obciążeń osiowych (charakterystyczny odstęp między płaszczyznami złomu — rys. 3). Przestrzegając zasady montowania przewodu bez wprowadzenia naprężeń wstępnych, w silniku zabudowano nowy przewód. Po ok. 50 h pracy przewód znowu uległ podobnemu



Rys. 11. Szkic przewodów stalowych: a) sztywnego, b) z pętlą kompensacyjną

uszkodzeniu. Wobec powyższego wysunięto hipotezę, że przyczyną uszkodzenia przewodu mogła być jego praca w zakresie drgań rezonansowych. Badania prowadzone z użyciem aparatury wibroakustycznej potwierdziły hipotezę. Zalecono, aby do wytlumienia drgań zastosować podkładkę teflonową w miejscu dodatkowego mocowania przewodu.

Nawiązując do wcześniejszych rozważań o uszkodzeniach przewodów można stwierdzić, że znajomość przyczyn uszkodzeń mogła znacznie skrócić proces analizy tego przypadku uszkodzenia. Fakt, że powtarzające się zmęczeniowe urwanie przewodu następowało w miejscu jego dodatkowego mocowania mógł nasunąć przypuszczenie, że dominującym czynnikiem wywołującym pęknięcie przewodu było zjawisko rezonansowe.

W innym przypadku, dotyczącym zmęczeniowego uszkodzenia elementów połączenia rurowego między osłoną komory spalania i wlotu turbinowego silnika śmigłowego, stwierdzono wadliwość rozwiązania konstrukcyjnego. Zmęczeniowemu uszkodzeniu uległy: osłona komory spalania w miejscu wspawania kołnierza (wyrwanie kołnierza — rys. 10) króćca przewodu i przewód. Już pierwsze przypadki uszkodzeń przewodu i osłony wskazywały na zmęczeniowy charakter przełomu. Z tego jednak nie wyciągano właściwych wniosków.

Krótkim, sztywnym przewodem (rys. 11a) był połączony kadłub turbiny z osłoną komory spalania, która musi mieć możliwość swobodnego posięgowego przemieszczania się. Obciążenia zmienne z komory spalania były przenoszone przez sztywny przewód. W tym przypadku należało wyeliminować takie rozwiązanie konstrukcyjne lub je

Jantar Standard 3, Krokus, Brawo

