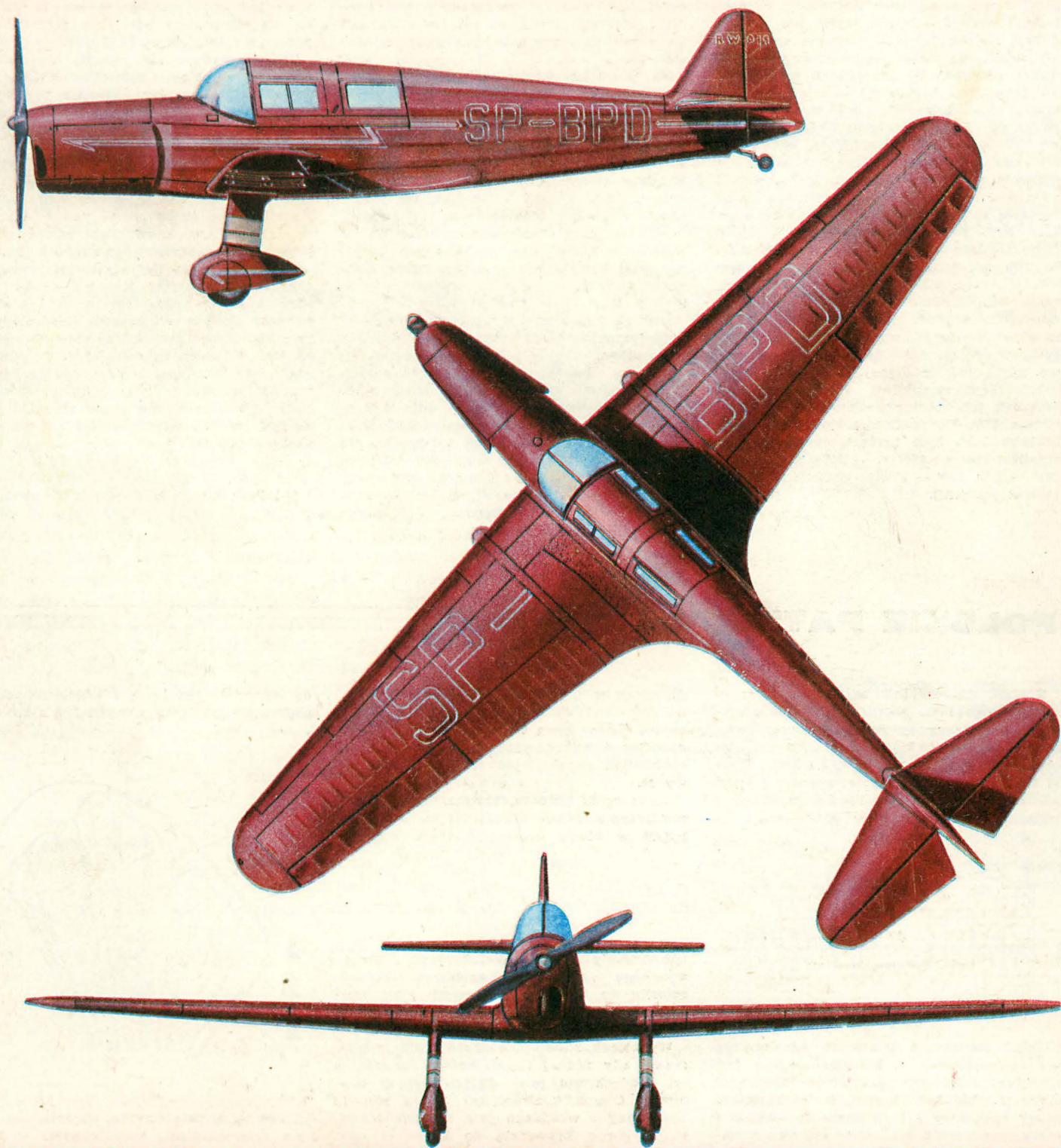


TECHNIKA

4'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 130.-

ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT  SIGMA

SAMOLOTY SZKOLNE DLA AEROKLUBU

W związku z niecisłościami zawartymi w art. mgr inż. A. Glassa pt. „Braki i nadmiar samolotów szkolnych”, *TLiA* 1/87, kierownictwo Aeroklubu PRL uznało za celowe przedstawienie Czytelnikom *TLiA* następujących wyjaśnień.

Sytuacja sprzętowa lotnictwa sportowego w połowie lat sześćdziesiątych stała się bardzo trudna, wobec konieczności wycofywania z użytkowania samolotów Junak i Bies wskutek technicznego zużycia. Opracowywano wg ówczesnych tendencji samolot szkolno-treningowy zarówno do szkolenia podstawowego, jak też do szkolenia dla wojska, ze względu przede wszystkim na brak technicznych możliwości wdrożenia do produkcji silnika WN-6 i niepełne spełnienie wymagań, nie został wprowadzony do produkcji seryjnej. W tej sytuacji wobec braku propozycji krajowego przemysłu lotniczego, Aeroklub PRL był zmuszony do przyjęcia oferty przemysłu CSRS na dostawę produkowanych seryjnie samolotów Zlin, co w poważnym stopniu poprawiło sytuację sprzętową.

Po złożonej przez WSK-Okęcie ofercie na dostawę samolotów PZL-110 Koliber, Aeroklub PRL w końcu lat siedemdziesiątych jednoznacznie określił wymagania dotyczące tego samolotu oraz zgłosił zapotrzebowanie, ujmując zakupy w wieloletnich planach. Bezpośrednio po zakończeniu prób i dopuszczeniu przez nadzór lotniczy samolotu spełniającego wymagania Aeroklubu PRL, w 1983 r. zawarto umowę na dostawę partii informacyjnej do nadzorowanej eksploatacji samolotów PZL-110 Koliber. Wskutek trudności produkcyjnych, głównie silnika PZL-F4, realizacja dostaw dla Aeroklubu PRL była niedostateczna, bowiem zrealizowano w: 1983 r. — 50%, 1984 — 50%, 1985 — 70%, 1986 — 30% (z opóźnieniami kilkumiesięcznymi).

Wobec niskiej realizacji produkcji, wad silnika PZL-F4 oraz braku jakichkolwiek działań wytwórcy w kierunku jego usprawnienia (co miało bezpośredni wpływ na zastosowanie i wykorzystanie samolotu PZL-110 Koliber) Aeroklub PRL (znając projekt wzmocnionej wersji tego samolotu, tj. PZL-111 z silnikiem PZL-F6) wielokrotnie w rozmowach z WSK-Okęcie wyrażał swoje zainteresowanie tym samolotem, a w 1985 r. pisemnie jednoznacznie określił zainteresowanie zakupem tego samolotu od 1987 r., korygując plany zakupów na lata 1986+1990. Przemysł lotniczy nie potwierdził możliwości dostaw tego samolotu do 1990 r. m.in. z powodu braku silnika i z tej przyczyny odłożył dokończenie opracowania konstrukcji i budowy prototypu samolotu PZL-111 do czasu uruchomienia produkcji silnika PZL-F6.

Na początku lat osiemdziesiątych przemysł lotniczy przystąpił do opracowania konstrukcji samolotu szkolno-treningowego dla wojska oraz do szkolenia LPW-2 w Aeroklubie PRL. Podjęto decyzję opracowania i budowy prototypów w dwóch ośrodkach konstrukcyjnych, tj. w WSK-Okęcie — Orlik oraz w WSK-Mielec — Iskierka, wg jednolitych wymagań techniczno-lotnych uzgodnionych między przemysłem a DWL. Wybór jednego z prototypów do produkcji seryjnej miał być dokonany po ocenie przydatności do ww. celów oraz uzyskaniu świadectwa typu. Oceniając projekty wstępne, Aeroklub PRL zwracał uwagę na konieczność przystosowania wersji aeroklubowej do możliwości eksploatacji na trawiastych lotniskach sportowych. Ponadto Aeroklub PRL pisemnie uściślił swoje wymagania dotyczące wersji aeroklubowej (nie wykraczały one poza uprzednie uzgodnienia). Prototypy, zarówno Orlika jak i Iskierki, nie spełniały wcześniejszych wymagań Aeroklubu PRL i tak: Orlika nie można użytkować na lotniskach sportowych, a do Iskierki

brak było silnika krajowego dopuszczonego do pełnej akrobacji, w tym odwróconej.

Stanowisko Aeroklubu dotyczące jakości sprzętu jest jednoznaczne i znajduje odzwierciedlenie w zatwierdzonych przez Ministra Obrony Narodowej planach wieloletnich oraz w planach dostaw w Komisji Planowania przy RM. Niestety brak możliwości dostaw w najbliższych latach zarówno samolotu sportowego, tj. PZL-111, jak też do szkolenia dla potrzeb wojska, tj. PZL-M26 lub PZL-130 w wersji aeroklubowej, powoduje trudną sytuację sprzętową podobnie jak w latach sześćdziesiątych, a więc nie nadmiar możliwości utrudniający dokonanie wyboru, a brak samolotów szkolnych jest największym problemem nie tylko dla Aeroklubu PRL, ale również dla przemysłu lotniczego.

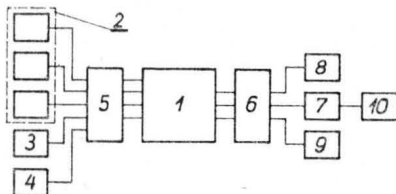
Celowe wydają się ponadto wyjaśnienia dotyczące samolotów Zlin-42/142. Otóż zakres użytkowania samolotu Zlin-142 nie został przez wytwórcę pomniejszony w stosunku do samolotów Zlin-42, a osiągi są lepsze chociażby z powodu wyższej mocy silnika. Natomiast ograniczenia dotyczące jedynie zakazu wykonywania pętli odwróconej i ponad sześć zwitek w korkociągu zostały wprowadzone przez polski nadzór lotniczy po zakupie samolotów. Fakt zawieszenia z przyczyn technicznych samolotów Zlin-142 w sezonie lotnym 1985 nie został przez Aeroklub PRL przyjęty jako wyższa konieczność. Jest przedmiotem rozstrzygnięć arbitrażowych. Ogólna sprawność eksploatacyjna tych samolotów jest dobra, nieporównywalna np. do samolotów Koliber. Z powodu braku samolotu specjalistycznego do szkolenia dla wojska, jedynie samoloty Zlin zostały zakwalifikowane przez zlecciodawcę do tych celów. Samoloty Koliber nie uzyskały akceptacji.

Dyrektor Aeroklubu PRL
ds. Eksploatacji i Remontów

(—) Pptk mgr inż. Wojciech Grzybowski

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Swidnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL patent pn. Układ sterowania aparaturą agrolotniczą (autor Waldemar Rejak). Przedmiot patentu ma na celu umożliwienie utrzymywania stałej dawki środka dozowanego przez aparaturę agrolotniczą niezależnie od wahań prędkości i wysokości roboczej statku powietrznego.



Układ sterowania aparaturą agrolotniczą ma mikroprocesor 1, którego wejście jest sprzężone z blokiem parametrów lotu roboczego 2, blokiem bieżących parametrów pracy aparatury 3 i pulpitem sterowania 4 przez przetwornik analogowo-cyfrowy 5, natomiast wyjście mikroprocesora 1 przez przetwornik cyfrowo-analogowy 6 jest

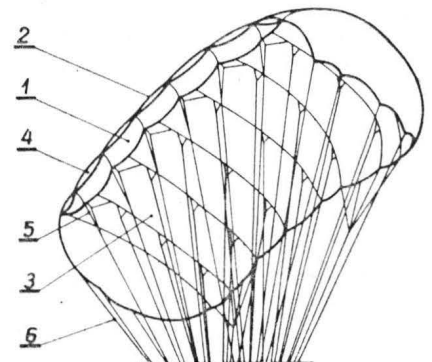
sprzężone z urządzeniem wykonawczym 7, wskaźnikiem wybranych parametrów pracy 8 i znacznikiem trasy lotu 9, przy czym urządzenie wykonawcze 7 jest połączone z elementem regulującym wydatek sekundowy 10.

Skrót opisu patentu, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 19/1986 w klasie B64D pod nrem P.252407.

● Zakłady Sprzętu Technicznego i Turystycznego „Aviotex”, Legionowo, Polska zgłosiły do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Czasza spadochronu szybującego (wynalazca: Mieczysław Wardzała).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia siły nośnej i polepszenia stateczności spadochronu przy dużych kątach natarcia. Czasza spadochronu 3 ma slot 1 utworzony z wiotkiego pasa zamocowanego swoją górną krawędzią do krawędzi natarcia 2 w odstępach tworzących nadmuchowe szczeliny 4, a swoją dolną krawędzią

do pomocniczych linek 5 odgałęzionych od poprzedniego rzędu nośnych linek 6.



Skrót opisu patentowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 21/1986 r., w klasie B64D pod nrem P.252761.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII KWIECIEŃ 1987

TECHNIKA

4'87

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Ilustrowany leksykon lotniczy

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Szybki rozwój techniki lotniczej i jej poszczególnych dziedzin spowodował, że ciągle gwałtownie rozwija się terminologia lotnicza. Siedemdziesiąt pięć lat temu, gdy wykonywano pierwsze loty nad Warszawą, znano zaledwie kilka przyrządów nawigacyjnych: prędkościomierz, wysokościomierz i busoły, podczas gdy dziś do opisanego rodzaju awioniki lotniczej, jej działania i konstrukcji nie wystarczy tysiąc terminów fachowych. Jakże prostym urządzeniem była dźwignia przepustnicy (zwana rączką gazu) połączona ciąglem z przepustnicą gaźnika w porównaniu ze współczesnym automatycznym systemem regulacji silnika odrzutowego. Podwozie nie miało mechanizmów wciągania i sygnalizacji, a amortyzator był kawałkiem sznura gumowego czy sprężyną. Pierwszy wydany u nas (w 1921 r.) niemiecko-polski słownik lotniczy K. Stadtmüllera, który porządkował używaną w Polsce terminologię, liczył kilkaset terminów (jego objętość wynosiła 28 stron).

Dziś, aby prawidłowo obsługiwać samolot, trzeba poznać dość obszerną terminologię. Z braku znajomości nazw często można usłyszeć słowo wymyślone właśnie do takich sytuacji, czyli „wichajster” (z niemieckiego wie heisst er, czyli jak on się nazywa). W biurach konstrukcyjnych nieraz padają słowa: skonstruowałem, lecz jak to teraz nazwać. Szczególnie dużo kłopotu sprawiają poszczególne części, a nie całe urządzenia. Konstruktor każdego nowego urządzenia musi też nadać mu nazwę, czasem opisującą przeznaczenie, czasem skrótową, a czasem zupełnie nową.

Dotychczas wydawane u nas encyklopedie i słowniki lotnicze zawierały tylko najpowszechniej używane terminy fachowe. W 1938 r. była wydana „Mała encyklopedia lotnicza”. W 1946 r. ukazał się „Krótki słownik terminów lotniczych” S. Hiszpańskiego. W 1958 r. było wydane „1000 słów o lotnictwie”. W latach 1971, 1974 i 1978 ukazały się trzy wydania książki „1000 słów o samolocie i lotnictwie” J. Domańskiego. W latach 1970 i 1979 ukazały się dwa wydania „Ilustrowanej encyklopedii dla wszystkich — Lotnictwo”. Sporo terminów lotniczych znalazło się w „Ency-

klopedii techniki wojskowej” z 1978 r. Jednakże wszystkie te wydawnictwa zamieszczały tylko najważniejsze, najczęściej spotykane terminy lotnicze. Dopiero trójjęzyczny „Słownik lotniczo-kosmonautyczny” S. Czerni, wydany w 1984 r., podał większą liczbę terminów lotniczych. Także na łamach naszego czasopisma od lat zamieszczamy wielojęzyczny słownik lotniczy. Ciągłe jednak brakowało leksykonu lotniczego, precyzyjnie objaśniającego znaczenie terminów. A dziś terminów lotniczych jest już kilka tysięcy.

Rozwiązaniem tego problemu ma być wielotomowy „Ilustrowany leksykon lotniczy” opracowywany obecnie przez Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. W 1987 r. ma się ukazać jego pierwszy tom „Technika lotnicza”, który ma obejmować skrótowo wszystkie dziedziny techniki lotniczej. Natomiast następne tomy mają być jednotematyczne. Przewidziane są następujące tomy:

- „Technika lotnicza”,
- „Wyposażenie i osprzęt statków powietrznych”,
- „Napędy lotnicze”,
- „Uzbrojenie lotnicze”,
- „Samoloty”,
- „Wiroplaty”,
- „Szybowce, balony, spadochrony”,
- „Eksploatacja statków powietrznych i ruch lotniczy”,
- „Materiały lotnicze”,
- „Historia techniki lotniczej”.

Interesująca jest koncepcja tomów „Napędy lotnicze”, „Samoloty”, „Wiroplaty”, „Szybowce, balony, spadochrony” oraz „Historia techniki lotniczej”, które mają zawierać katalogi sprzętu lotniczego. Przewidziane są także życiorysy ludzi lotnictwa oraz informacje o wytwórniach lotniczych. Każdy tom ma zawierać 800–1200 haseł i ok. 400 ilustracji.

Ukazanie się tak obszernej serii leksykonów lotniczych powinno zaspokoić główne potrzeby w zakresie terminologii lotniczej. Ważne jest też, aby zawierały one odpowiednio dużo informacji, czyli aby spełniały zarazem rolę encyklopedii techniki lotniczej.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA



FINLANDIA

• Odrzucono propozycję współpracy, oferowaną przez Scandinavian Airlines System (SAS), obstając przy niezależności swego przewoźnika, Finnair. (A. et C. 1110)



FRANCJA

• Drugi prototyp samolotu dyspozycyjnego Dassault-Breguet Falcon 900 5 września 1986 r. ustanowił rekord prędkości w kategorii C-1.1, grupa III (odrzutowe samoloty dyspozycyjne o masie startowej 16÷20 Mg) na trasie Londyn — Nowy Jork. Samolot leciał ze średnią prędkością 939,6 km/h, tj. o 13 km/h większą niż wynosił poprzedni rekord. (A. et C. 1109)



IRAK

• W ciągu dwóch miesięcy 3 irańskie myśliwce F-4 Phantom zostały wprowadzone przez własne załogi do Iraku. (A. et C. 1110)



IZRAEL

• Przewiduje się prywatyzację linii lotniczych El Al. (A. et C. 1110)



PAKISTAN

• Wskutek szturmów żołnierzy armii pakistańskiej na porwany w Karaczi samolot Boeing 747 linii Pan Am zginęło 20 osób, a ok. 100 odniosło rany. Wśród zabitych byli 4 porywacze. (A. et C. 1108)



RFN

• Przewiduje się możliwość zastosowania samolotów treningowych Alpha Jet do zwalczania śmigłowców. Według prasy niemieckiej, mają one być nadzwyczaj skuteczne w zwalczaniu śmigłowców Mi-24. (A. et C. 1109)

• Zachodniemiecka firma MTU i amerykański Pratt and Whitney zamierzają porównać opracowane przez siebie śmigłowlotowe jednostki napędowe obudowane pierścieniem: CRISP i ADP. (A. et C. 1108)



USA

• 30 września 1986 r. w Anaheim rozpoczęła się doroczny Zlot NBAA (National Bu-

ness Aircraft Association), będący przeglądem światowej techniki lotnictwa dyspozycyjnego. Z tej okazji podano, że w całym świecie użytkuje się obecnie 13 493 samoloty tej klasy.

• W 1985 r. niepokojąco wzrosła liczba przesłanek do zderzeń w powietrzu — do 777 (w 1984 r. zanotowano ich w USA 589). Zwrócono uwagę, że znaczna ich większość nastąpiła w Kalifornii. W 1986 r. liczba ta miała jeszcze wzrosnąć. (A. et C. 1108)

• Federalny Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) wyciągnął wnioski ze zderzenia DC-9 z lekkim samolotem prywatnym. Wymaga się urządzeń przeciwkolizyjnych na pokładach samolotów liniowych; zapowiedziano ściślejszą kontrolę ruchu samolotów lekkich w rejonach ruchu lotnictwa handlowego. (A. et C. 1110)

• Collins zaproponował pierwszy pokładowy radar meteorologiczny, zdolny do wykrywania turbulencji, przeznaczony dla samolotów dyspozycyjnych. Radar TWR-850 (Turbulence Weather Radar) zdolny jest do wykrywania turbulencji w promieniu 50 mil morskich, przy zasięgu maksymalnym radaru 300 mil morskich. (A. et C. 1108)

• Rozpoczęto próby w locie glinowo-litowych (Al-Li) elementów struktury na samolocie F-15 Eagle. (A. et C. 1110)

• Amerykański matematyk, prof. Max Shawick, postanowił przybyć z USA do Europy (Paryża) — na VII Międzynarodowe Sympozjum Paliw Alkoholowych — dwusilnikowym samolotem Piper Aztec napędzanym mieszanką 50% etanolu i 50% metanolu. Międzylądowanie, w celu uzupełnienia paliwa, planowano na Azorach. Silniki i układ paliwowy samolotu nieco zmodyfikowano. W 1983 r. prof. Shawick odbył lot transkontynentalny samolotem Bellanca Decathlon, napędzanym takim samym paliwem. Z przyczyn technicznych próba nie odbyła się. (A. et C. 1110)



W. BRYTANIA

• Wartość zamówień i umów na sprzęt lotniczy, zawartych na Międzynarodowym Salonie Lotniczym Farnborough'86 osiągnęła 1 mld funtów, z czego 250 mln funtów przypadło na umowy z przemysłem brytyjskim. (A. et C. 1108)

• Na początek 1987 r. zapowiedziano prywatyzację linii lotniczych British Airways. (A. et C. 1109)

• 11 sierpnia 1986 r. śmigłowiec Westland Lynx pobił absolutny rekord prędkości dla śmigłowców, osiągając 400,87 km/h. Poprzedni rekord należał do radzieckiego Mi-10 (367 km/h w 1977 r.). Tym samym została również przekroczona przez śmigłowiec prędkość 400 km/h. Westland Lynx, który ustanowił nowy rekord prędkości, wyposażony był w nowe, kompozytowe łopaty wirnika głównego, skonstruowane w ramach programu British Experimental Rotor Programme III (BERP III) i w standardową głowicę wirnika głównego. (Flight Int. 4025)

• Pierwsze loty dwóch nowych samolotów British Aerospace, zbudowanych według najnowszych technologii: 6 sierpnia 1986 r. — ATP (Advanced Turboprop, dwusilnikowy turbośmigłowy samolot komuni-

kacji lokalnej nowej generacji) i 8 sierpnia tego roku — EAP (Experimental Aircraft Programme — eksperymentalny samolot bojowy uznany za konkurenta francuskiego Dassault-Breguet Rafale). (Flight Int. 4024 i A. et C. 1105)

• Po burzliwej debacie parlamentarnej, na której ostro skrytykowano panią premier Margaret Thatcher i członków rządu oraz administracji odpowiedzialnych za niedawną, pamiętną „afetę Westlanda”, zaproponowano utworzenie Ministerialnego Biura ds. Lotnictwa (Ministerial Aerospace Board), które miało by za zadanie koordynować politykę państwa w tej dziedzinie. (A. et C. 1105)



WŁOCHY

• W produkcji samolotu Panavia Tornado, ze strony włoskiej uczestniczy 17 wytwórni: 7 zajmuje się produkcją silnika RB.199, a pozostałe 10 — produkcją awioniki. (A. et C. 1109)



ZSRR

• Planuje się skonstruowanie i produkcję dwóch nowych samolotów transportowych: aerobusa dalekiego zasięgu Il-96-300 (zbliżony do Il-86) oraz samolotu komunikacji lokalnej Il-114. Ten drugi, jakkolwiek symbolem nawiązuje do stosowanego jeszcze obecnie samolotu Il-14, jednak sylwetką i układem zbliżony jest do brytyjskiego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji BAe ATP (prowadzono rozmowy nt. kupna licencji na ten samolot przez ZSRR). (Aviaekspert)

OGÓLNE

• IATA poinformowała, że pomimo zwiększenia liczby oferowanych miejsc o 7%, w I półroczu 1986 r. w międzynarodowych przewozach pasażerów panowała stagnacja. Przewozy towarów wzrosły zaś tylko o 5%. (A. et C. 1107)

• Według IATA, w pierwszym półroczu 1986 r. przewieziono przez Atlantyk Północny 9 381 687 pasażerów, tj. o 8,2% mniej niż w 1985 r. Zmalał także współczynnik wypełnienia miejsc w samolotach na tych liniach — wyniósł średnio 59,4% (tj. o 10,4% mniej niż w analogicznym okresie 1985 r.). A. et C. 1108 i 1110)

• Według obecnych prognoz, wartość wyrobów światowego przemysłu lotniczo-kosmicznego, sprzedanych do końca wieku, osiągnie sumę 1000 mld dol. Przewiduje się, że 280 mld dol. z tej sumy (28%) przypadnie na lotnictwo wojskowe, 330 mld dol. — na cywilne, a pozostałe 390 mld dol. — na wyroby raketowe i kosmiczne. (A. et C. 1108)

• Przewiduje się, że rozwój samolotów komunikacji lokalnej następnej generacji wymagać będzie od konstruktorów zespołenia wysiłków. (A. et C. 1108)

Analiza wyników prób statycznych

Dr inż. ANDRZEJ KOWALSKI
OBR SK PZL-Mielec

Przepisy budowy samolotów wymagają prowadzenia prób statycznych w celu udokumentowania dostatecznej wytrzymałości elementów płatowca. Mimo że wymagają one również korekty otrzymanych wyników [1, 2, 3, 4] (na podstawie rzeczywistych parametrów wytrzymałościowych materiałów części tworzących strukturę nośną badanego elementu), w kraju z reguły nie robi się takich analiz, co prowadzi (przy pełnej świadomości tego faktu) do automatycznego zafałszowania rezultatów tak, aby otrzymać zawyżone współczynniki bezpieczeństwa.

Zazwyczaj obciąża się daną część siłami wyznaczonymi zgodnie z wymaganiami danych przepisów (z uwzględnieniem wymaganego współczynnika bezpieczeństwa) i jeśli udaje się utrzymać to obciążenie w wymaganym czasie — to uznaje się za udowodnione spełnienie wymagań przepisów dla danego przypadku obciążenia.

Niektóre przepisy (jak np. AP-970) przewidują możliwość pewnego zwiększenia w próbach obciążeń dopuszczalnych (dla tych przepisów o 20%) w celu pokrycia rozrzutów właściwości wytrzymałościowych materiałów badanych części. Być może, iż w przypadku angielskich materiałów stosowanych w budowie wojskowych samolotów było to wystarczające. Jeśli wziąć pod uwagę, że krajowe durale [5, 6, 7] typu PA7ta mają dla R_m rozrzut przekraczający 70%, a dla $R_{0,2}$ — powyżej 100% (w odniesieniu do minimalnych), to i taki dodatkowy 20% zapas niewiele może zabezpieczyć, zwłaszcza jeśli chodzi o próby statyczne prowadzone do zniszczenia elementu, z których wyciąga się ponadto pochopne wnioski, co do możliwości dodatkowego przeciążenia danego zespołu.

W opracowaniu przeprowadzono pewne elementarne rozważania dot. tego tematu.

Wycięciowy model układu i ograniczenia

Rozważmy najprostszą płaską kratownicę, składającą się z dwu przegubowo powiązanych prętów, zawieszonych przegubowo na sztywnej płycie, obciążoną jedną siłą leżącą w płaszczyźnie kratownicy i przyłożoną w węźle. Zakładamy jednorodność materiału każdego z prętów i pomijamy zaburzenia równomierności rozkładu naprężeń w przekrojach w pobliżu węzłów mocowania. W tej analizie ograniczamy się jedynie do prętów rozciąganych, a więc:

$$a_1 \leq \beta \leq \pi - a_2$$

Układ jest statycznie wyznaczalny, więc równania statyki dają związki na siły w prętach:

$$\begin{aligned} R_1 &= P \frac{\sin(\beta - a_1)}{\sin(a_1 + a_2)}, \\ R_2 &= P \frac{\sin(\beta + a_2)}{\sin(a_1 + a_2)} \end{aligned} \quad (1)$$

Przyjmując, że pręty są wykonane z materiałów o doraźnej wytrzymałości (odpowiednio R_{m1min} i R_{m2min}) i siła P jest siłą niszczącą, możemy dobrać przekroje tych prętów:

$$F_1 = \frac{R_1}{R_{m1min}}, \quad F_2 = \frac{R_2}{R_{m2min}} \quad (2)$$

Tak więc, jeśli konstruktor w ogóle prowadzi jakies analizy projektowe, a ponadto zna siłę P obciążającą strukturę, może swoją konstrukcję zaprojektować całkiem optymalnie pod względem ciężarowym, co w lotnictwie jest jednym z podstawowych kryteriów.

W powyższych obliczeniach kryją się jednak dodatkowe założenia:

— zarówno każdy z elementów składowych, jak i struktura jako całość zachowują się identycznie w całym przedziale naprężeń od zera do zniszczenia, co oznacza proporcjonalność wzrostu naprężeń we wszystkich elementach, również poza granicami sprężystości (a dokładniej — proporcjonalności),

— odkształcenia każdego z elementów, a także struktury jako całości, są bardzo małe, tak małe, że nie powodują zmiany rozkładu obciążeń wewnętrznych w miarę wzrostu obciążeń zewnętrznych.

Obydwa założenia są ze sobą związane i wzajemnie się warunkują.

Spróbujmy prześledzić zachowanie się kratownicy obciążanej aż do jej zniszczenia, przy uwzględnieniu dużych deformacji każdego z prętów.

Model zniszczenia konstrukcji w próbie statycznej

Przyjmijmy model zachowania się próbki materiału, z którego jest wykonany pręt kratownicy, w próbie rozciągania:

— do umownych naprężeń $\bar{\sigma}$ i wydłużeń $\bar{\epsilon}$ materiał zachowuje się liniowo,

— pozostałą część wykresu $\sigma = f(\epsilon)$ zastępujemy elipsą zniszczenia o równaniu:

$$\frac{(\sigma - \sigma_0)^2}{a^2} + \frac{(\epsilon - \epsilon_k)^2}{b^2} = 1 \quad (3)$$

gdzie ϵ_k — maksymalne wydłużenie względne próbki materiału pręta, otrzymane podczas badań na zrywarce.

W celu określenia parametrów tej elipsy wykorzystujemy poniższe warunki brzegowe:

$$\begin{aligned} \sigma_{\epsilon_k} &= R_m, \quad \left(\frac{d\sigma}{d\epsilon} \right)_{\epsilon_k} = 0 \\ \sigma_{\bar{\epsilon}} &= \bar{\sigma}, \quad \left(\frac{d\sigma}{d\epsilon} \right)_{\bar{\epsilon}} = E = \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\epsilon}} \end{aligned} \quad (4)$$

gdzie E — moduł Younga.

Podstawiając:

$$S = E \frac{(\epsilon_k - \bar{\epsilon})}{(R_m - \bar{\sigma})}$$

otrzymujemy:

$$\begin{aligned} a &= \frac{(S-1)}{\sqrt{S(S-2)}} (\epsilon_k - \bar{\epsilon}) \\ b &= \frac{(S-1)}{(S-2)} (R_m - \bar{\sigma}) \\ \sigma_0 &= \frac{\bar{\sigma}(S-1) - R_m}{(S-2)} \end{aligned} \quad (5)$$

W niniejszym artykule w obliczeniach przyjęto, że $\bar{\sigma}$ odpowiada naprężeniom plastycznym $R_{0,2}$ lub R_e .

Ponadto będziemy przyjmowali, że odkształcenia prętów (mimo że już znaczące) będą powodowały tylko takie deformacje kratownicy, że jeszcze będzie można operować przybliżeniami:

$$\sin(\Delta\alpha) \cong \Delta\alpha \quad \cos(\Delta\alpha) \cong 1$$

oraz że

$$\beta = \text{const}$$

Wykorzystując zależności (1), otrzymujemy związek pomiędzy R_1 i R_2 dla odkształconej kratownicy:

$$R_1[\sin(\beta + a_2) + \Delta a_2 \cos(\beta + a_2)] = R_2[\sin(\beta - a_1) - \Delta a_1 \cos(\beta - a_1)] \quad (6)$$

Na podstawie wzorów znanych z trygonometrii, dla odkształconej kratownicy mamy zależności:

$$\cos(a_1 + \Delta a_1) = \cos a_1 - \Delta a_1 \sin a_1 = \frac{l_0^2 - l_1^2(1 + \epsilon_1)^2 + l_2^2(1 + \epsilon_2)^2}{2l_0 l_2(1 + \epsilon_2)} \quad (7)$$

$$\cos(a_2 + \Delta a_2) = \cos a_2 - \Delta a_2 \sin a_2 = \frac{l_0^2 + l_1^2(1 + \epsilon_1)^2 - l_2^2(1 + \epsilon_2)^2}{2l_0 l_1(1 + \epsilon_1)} \quad (8)$$

Wyznaczając Δa_1 i Δa_2 ze wzorów (7) i (8) i podstawiając do (6), otrzymujemy:

$$R_1 \left[\frac{\cos \beta}{\sin \alpha_2} - \frac{l_0^2 + l_1^2 (1 + \varepsilon_1)^2}{2l_0 l_1 (1 + \varepsilon_1) \sin \alpha_2} \cos(\beta + \alpha_2) \right] + \left[\frac{l_2^2 \cos(\beta + \alpha_2)}{2l_0 l_1 \sin \alpha_2} \right] \frac{(1 + \varepsilon_2)^2}{(1 + \varepsilon_1)} R_1 =$$

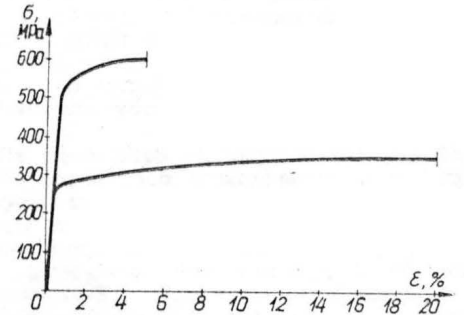
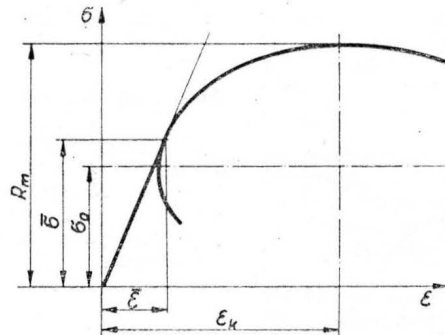
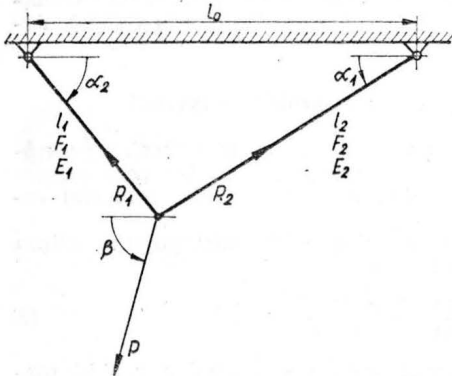
$$= R_2 \left[-\frac{\cos \beta}{\sin \alpha_1} + \frac{l_0^2 + l_2^2 (1 + \varepsilon_2)^2}{2l_0 l_2 (1 + \varepsilon_2) \sin \alpha_1} \cos(\beta + \alpha_1) \right] + \left[\frac{l_1^2 \cos(\beta - \alpha_1)}{2l_0 l_2 \sin \alpha_1} \right] \frac{(1 + \varepsilon_1)^2}{(1 + \varepsilon_2)} R_2 \quad (9)$$

Jeśli którąkolwiek z sił R_1 lub R_2 , osiągnie wielkość niszczącą, to wyznaczona dla nich siła P będzie siłą niszczącą kratownicę.

Powyższe obliczenia można względnie prosto zaprogramować nawet na kalkulatorze typu SR-58.

Przykłady

Przyjmijmy dla wyjściowych, projektowych warunków obliczeniowych dla materiałów prętów minimalne wielkości naprężeń doraźnych:



Rys. 1. Kratownica z prętów zawieszonych przegubowo na sztywnej płycie

Rys. 2. Oznaczenia wartości użytych w tekście

Rys. 3. Charakterystyka prętów duralowych $\sigma = f(\varepsilon)$

TABLICA 1

Oznaczenie	Miano							
ε_1	—	0,005	0,05	0,1	0,125	0,15	0,175	0,1797
ε_2	—	0,00367	0,00494	0,00614	0,00683	0,01233	0,03824	0,05
R_1	kN	3,358	4,032	4,309	4,391	4,447	4,478	4,482
R_2	kN	9,319	12,531	15,573	17,326	19,266	21,005	21,144
$\alpha_1 + \Delta\alpha_1$	grad°	40,239	42,392	44,784	45,980	47,142	48,109	48,214
$\alpha_2 + \Delta\alpha_2$	grad°	50,249	50,264	50,163	50,082	50,266	51,619	52,271
P	kN	9,933	13,345	16,513	18,345	20,323	22,204	22,400

Mając wyznaczone parametry elips zniszczenia dla założonych charakterystyk materiałowych obu prętów, czyli związku $\sigma_1 = f(\varepsilon_1)$ i $\sigma_2 = f(\varepsilon_2)$, można określać (metodą kolejnych przybliżeń, dla zadanej dokładności rozwiązania) zależność R_1 od R_2 .

Następnie oblicza się siłę P , która powinna być przyłożona, aby w odkształconej kratownicy wywołać odpowiednią wielkość sił R_1 i R_2 :

$$P = R_2 \cos[\beta - (\alpha_1 + \Delta\alpha_1)] - R_1 \cos[\beta + (\alpha_2 + \Delta\alpha_2)] \quad (10)$$

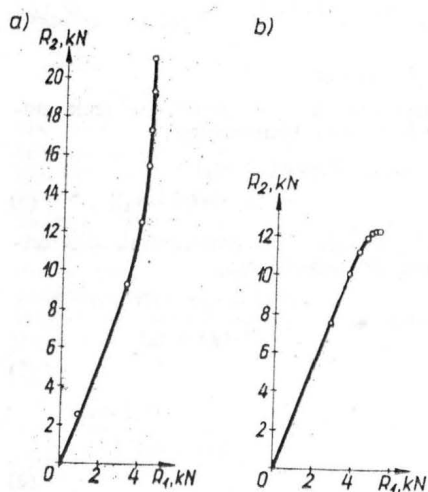
$$R_{m \min} = R_{m \text{ zmin}} = 400 \text{ MPa}$$

Siła obciążająca $P_0 = 10$ kN, przy wymaganym współczynniku bezpieczeństwa $n = 1,5$, a więc projektowa siła niszcząca będzie wynosiła $P = 15$ kN.

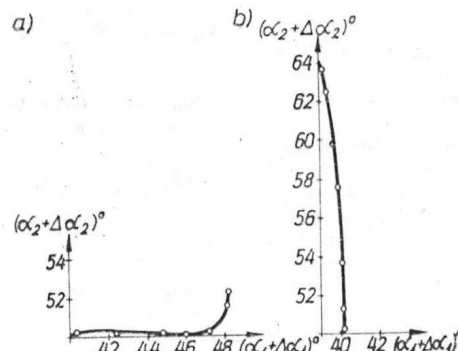
Obliczeniowe dane materiałowe prętów duralowych (np. na podstawie badania próbek świadków):

$$E_1 = E_2 = 7,2 \cdot 10^4 \text{ MPa}$$

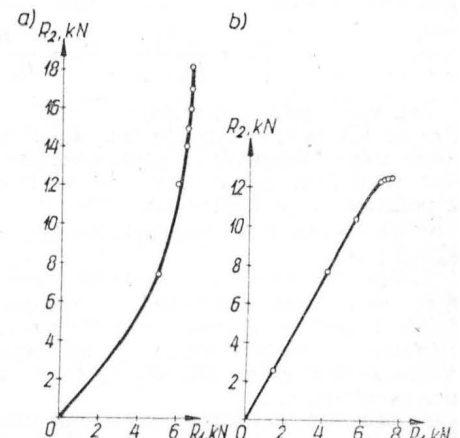
$$R_{m1} = 350 \text{ MPa}, R_{e1} = 250 \text{ MPa}, \varepsilon_{k1} = 0,20$$



Rys. 4. Wyniki obliczeń obciążenia: a) przypadek 1a, b) przypadek 1b



Rys. 5. Wyniki obliczeń kątów: a) przypadek 1a, b) przypadek 1b



Rys. 6. Wyniki obliczeń obciążenia: a) przypadek 2a, b) przypadek 2b

TABLICA 2

Oznaczenie	Miano							
ε_1	—	0,003	0,004	0,0045	0,005	0,00525	0,0055	0,00561
ε_2	—	0,00302	0,01866	0,05561	0,11115	0,14485	0,18254	0,20000
R_1	kN	2,770	3,694	4,155	4,617	4,848	5,079	5,171
R_2	kN	7,654	10,153	11,192	11,950	12,191	12,319	12,333
$\alpha_1 + \Delta\alpha_1$	grad°	40,144	40,177	40,105	39,837	39,594	39,257	39,089
$\alpha_2 + \Delta\alpha_2$	grad°	50,205	51,269	53,783	57,574	59,886	62,487	63,630
P	kN	8,156	10,891	12,202	13,368	13,869	14,249	14,385

$$R_{m2} = 600 \text{ MPa}, R_{e2} = 500 \text{ MPa}, \varepsilon_{k2} = 0,05$$

i odpowiadające im (odpowiednio) parametry elips zniszczenia:

$$a_1 = 0,19653275, b_1 = 100,716846, \sigma_{0(1)} = 249,283154, \\ \bar{\varepsilon}_1 = 0,003472222$$

$$a_2 = 0,04307949, b_2 = 103,448276, \sigma_{0(2)} = 496,551724, \\ \bar{\varepsilon}_2 = 0,006944444$$

Przypadek 1a

$$a_1 = 40^\circ, a_2 = 50^\circ, \beta = 60^\circ$$

Przyjmując projektowe $R_{m \min}$ dla obliczenia przekrojów prętów, z zależności (1) i (2), otrzymujemy:

$$F_1' = 0,12862 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2, F_2' = 0,35238 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

oraz siły niszczące pręty:

$$R_{1 \text{ niszc}} = F_1' \cdot R_{m1} = 4,489 \text{ kN}, R_{2 \text{ niszc}} = F_2' \cdot R_{m2} = 21,144 \text{ kN}$$

Zadając stopniowo wzrastającą wielkość (np. ε_1), określamy R_1 , a następnie z (9) zadaną dokładnością wyznaczamy wielkości ε_2 i R_2 , aby kolejno z (10) obliczyć P , aż do uzyskania zniszczenia któregośkolwiek z prętów.

Wyniki obliczeń zestawiono w tabl. 1 i na rys. 4a i 5a.

Przypadek 1b

Zachowując tę samą co w przypadku 1a geometrię układu, zamieniamy rzeczywiste materiały prętów, to znaczy że dane materiałowe dotychczasowego pręta nr 1 przypiszemy prętowi nr 2 i odwrotnie. Zmieniają się wielkości sił niszczących prętów i siła niszcząca konstrukcję:

$$R_{1 \text{ niszc}} = F_1' \cdot R_{m2} = 7,695 \text{ kN}, R_{2 \text{ niszc}} = F_2' \cdot R_{m1} = 12,333 \text{ kN}$$

Wyniki obliczeń zestawiono w tabl. 2 i na rys. 4b i 5b.

Przypadek 2a

Zmienimy nieco wielkości kątów, zachowując pozostałe parametry identyczne jak w przypadku 1a:

$$a_1 = 35^\circ, a_2 = 45^\circ, \beta = 65^\circ$$

Przekroje prętów (dla tego samego $R_{m \min} = 400 \text{ MPa}$) będą wynosiły odpowiednio:

$$F_1'' = 0,19039 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2, F_2'' = 0,35782 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

a siły niszczące pręty:

$$R_{1 \text{ niszc}} = F_1'' \cdot R_{m1} = 6,663 \text{ kN}, R_{2 \text{ niszc}} = F_2'' \cdot R_{m2} = 21,469 \text{ kN}$$

Wyniki obliczeń zestawiono w tabl. 3 i na rys. 6a i 7a.

TABLICA 3

Oznaczenie	Miano							
ε_1	—	0,005	0,05	0,1	0,125	0,15	0,175	0,20
ε_2	—	0,00366	0,00469	0,00546	0,00583	0,00621	0,00660	0,00709
R_1	kN	4,985	5,985	6,397	6,519	6,601	6,648	6,663
R_2	kN	9,428	12,092	14,059	15,014	15,993	17,014	18,096
$\alpha_1 + \Delta\alpha_1$	grad°	32,271	37,384	39,711	40,870	42,027	43,182	44,336
$\alpha_2 + \Delta\alpha_2$	grad°	45,310	45,741	46,051	46,156	46,231	46,280	46,308
P	kN	9,917	12,837	15,023	16,055	17,149	18,259	19,354

Przypadek 2b

Zachowując geometrię układu jak w przypadku 2a, zamieniamy wzajemnie materiały prętów, analogicznie do przypadku 1b.

Nowe siły niszczące będą wynosiły odpowiednio:

$$R_{1 \text{ niszc}} = F_1'' \cdot R_{m2} = 11,423 \text{ kN}, R_{2 \text{ niszc}} = F_2'' \cdot R_{m1} = 12,524 \text{ kN}$$

Wyniki obliczeń zestawiono w tabl. 4 i na rys. 6b i 7b.

Uwagi końcowe

• Pewne zastrzeżenia może budzić przyjęcie w obliczeniach założenia, że $\beta = \text{const}$. W rzeczywistych warunkach realizacji prób statycznych siła P powinna być raczej skierowana do stałego bieguna niż zachowywać stałość kąta, ale zmienienie go dość istotnie skomplikowałoby pogładowe rachunki nie wprowadzając żadnego istotnego merytorycznego elementu w przeprowadzane rozważania, a jednocześnie przy normalnie spotykanych proporcjach wymiarów badanej kratownicy i odległości do ustawionego zespołu obciążającego — wpływ zmienności kąta β będzie nieduży.

• W niniejszym artykule pominięto przypadek próby statycznej jednego pręta rozciąganego osiowo, w którym wynik próby jest wprost zależny od właściwości materiału pręta i jego geometrii przekrojów poprzecznych. Nie jest jednak oczywiste, czy i w takim przypadku dokonano by korekty wyników próby w odniesieniu do rzeczywistych właściwości materiału i wielkości przekrojów badanego elementu. Prawdopodobnie nie.

• Przyjmując, że elementy kratownicy (będącej obiektem próby) mają przekroje poprzeczne dokładnie takie, jakie zostały wyznaczone w obliczeniach projektowych (co oczywiście powinno być sprawdzone pomiarami przed rozpoczęciem próby) i porównując wyniki przypadków 1a i 1b można stwierdzić, że nawet po wzajemnej zamianie materiałów obu prętów (które to materiały różnią się w sposób istotny właściwościami mechanicznymi) zniszczeniu ulega ten sam pręt nr 2, przy czym niszczące siły obciążające układ w obu przypadkach różnią się zasadniczo.

Jeśli nie uwzględnimy parametrów materiałowych, to przyjmując nominalną siłę dopuszczalną $P_0 = 10 \text{ kN}$ otrzymamy współczynniki bezpieczeństwa:

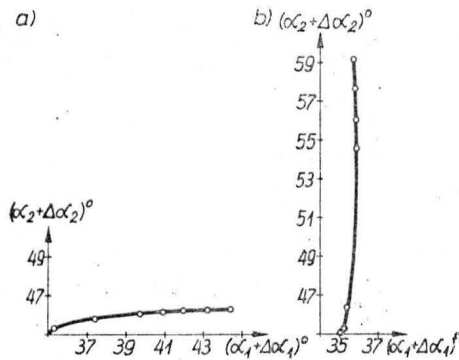
$$n'_{1a} = \frac{22,400}{10} = 2,24, n'_{1b} = \frac{14,385}{10} = 1,44$$

Po uwzględnieniu parametrów materiałowych zniszczonego elementu otrzymamy:

$$n''_{1a} = \frac{22,400}{10} \cdot \frac{400}{600} = 1,49, n''_{1b} = \frac{14,385}{10} \cdot \frac{400}{350} = 1,64$$

TABLICA 4

Oznaczenie	Miano							
ε_1	—	0,001	0,003	0,004	0,005	0,0051	0,0052	0,005288
ε_2	—	0,00100	0,00301	0,01904	0,13698	0,15670	0,17855	0,200
R_1	kN	1,371	4,112	5,483	6,854	6,991	7,128	7,249
R_2	kN	2,579	7,757	10,326	12,333	12,435	12,502	12,524
$\alpha_1 + \Delta\alpha_1$	grad°	35,057	35,171	35,360	35,825	35,807	35,762	35,691
$\alpha_2 + \Delta\alpha_2$	grad°	45,082	45,245	46,396	54,719	56,105	57,642	59,152
P	kN	2,706	8,152	10,975	14,200	14,515	14,820	14,9898



Rys. 7. Wyniki obliczeń kątów: a) przypadek 2a, b) przypadek 2b

Z otrzymania (z przeprowadzonej próby) wielkości współczynnika bezpieczeństwa $n = 2,24$ mógłby się cieszyć tylko bardzo naiwny konstruktor, ale realia są takie, że z analogicznych wyników cieszą się nie tylko naiwni.

Porównując wyniki przypadków 2a i 2b można stwierdzić, że w obu przypadkach zniszczeniu ulega pręt wykonany ze słabszego materiału ($R_m = 350$ MPa).

Obliczając współczynniki bezpieczeństwa, otrzymujemy:
— bez korekty materiałowej:

$$n'_{2a} = \frac{19,354}{10} = 1,94, \quad n'_{2b} = \frac{14,99}{10} = 1,5$$

— z korektą materiałową zniszczonego elementu:

$$n''_{2a} = \frac{19,354}{10} \cdot \frac{400}{350} = 2,21, \quad n''_{2b} = \frac{14,99}{10} \cdot \frac{400}{350} = 1,72$$

Szpecially imponujące jest tutaj otrzymanie współczynnika bezpieczeństwa $n = 2,21$, i to po przeprowadzeniu formalnej korekty materiałowej. Sukces ten wynika z zupełnie błędnego założenia, pojawiającego się jeszcze w niektórych publikacjach, np. w [8], że jeśli w ogóle prowadzić jakieś korekty w próbach statycznych, to tylko w odniesieniu do elementów zniszczonych.

Dodatkowo, analizując tabl. 2 i 4, można stwierdzić, że mimo formalnie wysokich współczynników bezpieczeństwa, przy obciążeniach bliskich dopuszczalnym ($P = 10$ kN) odkształcenia w prętach, które później ulegną zniszczeniu, znajdują się już w obszarach elips zniszczenia, a więc po zdjęciu obciążenia dopuszczalnego pozostałyby w nich całkiem spore odkształcenia trwałe.

• Zamieszczone w artykule cztery przypadki pracy takiej elementarnej struktury (które oczywiście nie wyczerpują całego bogactwa różnych możliwych skojarzeń geometrii i właściwości fizycznych prętów tej kratownicy) wskazują dowodnie, że bez pomiarów geometrii części i prób materiałowych obiektu próby (o czym obszerniej w [9]) oraz pełnej analizy obliczeniowej pracy struktury, która umożliwiłaby przynajmniej ocenę korekty wyników próby — sam wynik próby statycznej o niczym nie stanowi.

• Z całą premedytacją w niniejszym artykule nie poruszono zakładania danych wytrzymałościowych w dokumentacji konstrukcyjnej. Było to wtedy, gdy konstruktor przy doborze przekrojów prętów przyjmował $R_{1\min} = R_{2\min} = 400$ MPa.

Rzeczywistość jest taka, że w najlepszym przypadku w trakcie fizycznej realizacji elementów będzie się zwracać uwagę na gatunek materiału — w tym np. przypadku PA7ta. Natomiast czy to będzie profil wyciskany lub walcowany, czy też wytnie się go z bardzo lichego bloku materiałów —

zależy od przypadku i od tego, co jest w magazynie. Takie a nie inne realia zmuszają (a właściwie powinny zmuszać) konstruktorów do nietworzenia mitów w dokumentacji i do operowania minimalnymi właściwościami dla gatunków, a nie dla półproduktów, co w sposób oczywisty znacznie zwiększa masy elementów przy jednoczesnym pogorszeniu się np. parametrów trwałościowych. I jak tu nawet pomarzyć o konstrukcjach materiałoszczędnych!

• Problem jakości materiałów i dyscypliny konstrukcyjno-technologicznej jest pomijany. I nie chodzi już tylko o to, czy hutnictwo potrafi, czy nie potrafi produkować półfabrykaty strukturalne o właściwych i powtarzalnych parametrach (zwłaszcza gdy chodzi o materiały, których receptury i technologie wykonania są znane od ponad pięćdziesięciu lat), ale zagadnieniem podstawowym jest aktualna wiedza o całym kompleksie zależności parametrycznych, właściwościach wytrzymałościowych stosowanych materiałów. Konstruktor, tworząc dokumentację i odpowiadając za jakość sprzętu, powinien chcieć i móc dokładnie wiedzieć, jakie konsekwencje wynikają dla konstrukcji, gdy wpisuje materiał do tabelki. A zagadnienie jest szerokie, bo oprócz statyki jest jeszcze cała obszerna dziedzina pokryć i trwałości — zużycia, zmęczenie, kruche pęknięcie i różne postacie korozji.

Wydawać by się mogło, że wniosek jest oczywisty — należy wprowadzić karty materiałowe, choćby na wzór amerykańskich [10], czy RFN-owskich [11], ale mimo wieoletnich prób i zabiegów problem nie został rozwiązany. Ciekawostką jest również, że organy nadzoru — zarówno cywilne, jak i wojskowe — także nie przejawiają rzeczowego zainteresowania tym problemem.

• Wydaje się być oczywiste, że aby otrzymać wyniki prób statycznych najbliższe nominalnym wartościom obciążeń, należałoby elementy do prób wykonywać z materiałów o najniższych wartościach dopuszczalnych przemysłową dokumentacją. Wówczas korekty, jeśli nawet byłyby potrzebne, stanowiłyby znikomy procent. Jednak w obecnych układach organizacyjnych nie jest to realne i nie ma żadnej gwarancji, że jeśli nawet w magazynie uda się wyselekcjonować półprodukty o minimalnych parametrach — to trafią one w produkcji tam gdzie trzeba. Pozostaje więc wyciągnięcie próbek z gotowych (lub prawie gotowych) elementów i prowadzenie całej działalności korekcyjnej, która, nawet dla tak prymitywnego przykładu jak powyższy, jest zabiegiem nie najprostszym, lecz — jak widać — niezbędnym.

LITERATURA

1. Federal Aviation Regulations
2. British Civil Airworthiness Requirements
3. Normy Lotnoy Godnosti
4. Air Publication — 970
5. Opracowanie statyczne podstawowych parametrów wytrzymałości statycznej półproduktów duralowych (blachy i profile). Opracowanie wewnętrzne OBR SK PZL-Mielec, 1984
6. Uzupelnienie nr 1 do Opracowania statycznego podstawowych półproduktów duralowych (blachy i profile). Opracowanie wewnętrzne OBR SK PZL-Mielec, 1985
7. Uzupelnienie nr 2 do Opracowania statycznego podstawowych półproduktów duralowych (blachy i profile). Opracowanie wewnętrzne OBR SK PZL-Mielec, 1986
8. A. SZOT: Badania statyczne konstrukcji lotniczych. TLiA nr 11, 1984
9. A. KAPUSTA, A. KOWALSKI, M. WÓJTOWICZ: Problemy prób statycznych samolotów. TLiA, nr 11, 1983
10. Military Standardization Handbook. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures. Department of Defense, USA
11. Werkstoff — Handbuch der Deutschen Luftfahrt. Beuth-Vertrieb GmbH

Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (IV)

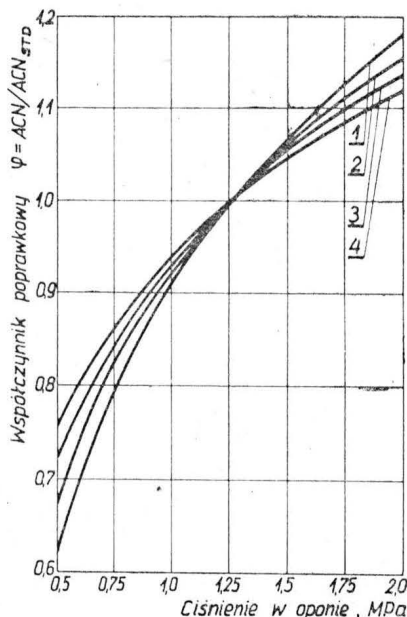
Dr inż. KRZYSZTOF CZARNECKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Kontrola obciążenia nawierzchni naziemnym ruchem samolotów

Metoda ACN—PCN daje zarządom lotnisk możliwość bieżącej kontroli naziemnego ruchu samolotów pod względem wielkości i częstości obciążeń przekazywanych na nawierzchnię. Umożliwia w ten sposób ochronę nawierzchni przed przedwczesną utratą nośności. Jest to zasadniczym celem metody. Na podstawie liczb ACN i PCN są podejmowane decyzje odnośnie do dopuszczalnego sposobu eksploatacji nawierzchni. Metody zalecane do określania wartości tych liczb omówiono w [2] i [3]. Jeżeli spełniony jest warunek: $ACN \leq PCN$, to samolot może bez ograniczeń użytkować nawierzchnię. W przeciwnym przypadku jest wymagane ograniczenie ruchu samolotu na nawierzchni w celu uniknięcia jej nadmiernego przeciążenia. Odpowiednie kryteria sformułowane dla ograniczeń ruchu przedstawiono w [1]. Aby maksymalnie ułatwić praktyczne wykorzystanie możliwości jakie daje omawiana metoda klasyfikacyjna w kontroli obciążeń nawierzchni, przedstawiono (wraz z krótkim komentarzem) przykłady działań na liczbach ACN i PCN. W tabl. 1 podano liczby ACN samolotów będących przedmiotem analiz w poszczególnych przykładach.

Korekta liczb ACN

Wielkość ciśnienia w oponach kół głównych jest zazwyczaj dostosowywana do maksymalnej wartości masy samolotu. Ciśnienia tego nie zmienia się, mimo iż w praktyce masa startowa samolotu często przyjmuje różne wartości, niekiedy nawet znacząco mniejsze od maksymalnej masy samolotu obciążonego. Zdarzają się jednak przypadki, w których jest uzasadnione eksploatowanie samolotu przy celowo zredukowanej masie oraz ciśnieniu w oponach. Na nawierzchnię jest wówczas przekazywane mniejsze obciążenie. Oznacza to również, że liczba ACN wyrażająca oddziaływanie tego samolotu na nawierzchnię powinna być mniejsza niż w przypadku jego maksymalnego obciążenia oraz nominalnej wartości ciśnienia w oponach. Korekty liczb ACN ze względu na redukcję masy samolotu można dokonać w następujący sposób:



Rys. 1. Korekta liczb ACN ze względu na ciśnienie w oponie — tylko dla przypadku oddziaływania samolotów na nawierzchnię sztywne: 1 — wysoka nośność podłoża, 2 — średnia nośność podłoża, 3 — niska nośność podłoża, 4 — bardzo niska nośność podłoża

$$ACN_{m_1} = \max ACN - \frac{M - m_1}{M - m} (\max ACN - \min ACN) \quad (1)$$

gdzie:

M — maks. masa startowa samolotu, kg,
 m — masa operacyjna nie obciążonego samolotu, kg,
 m_1 — masa samolotu, dla której aktualnie jest wyznaczana liczba ACN, kg,
 $\max ACN$ — liczba klasyfikacyjna samolotu właściwa dla masy M ,
 $\min ACN$ — liczba klasyfikacyjna samolotu właściwa dla masy m ,
 ACN_{m_1} — liczba klasyfikacyjna samolotu właściwa dla masy m_1 .

Wzór (1) został opracowany na podstawie wyników badań, wskazujących na istnienie wprost proporcjonalnej zależności między masą operacyjną samolotu a jego liczbą ACN. Zatem prawdziwa jest relacja:

$$\frac{M - m_1}{M - m} = \frac{\max ACN - ACN_{m_1}}{\max ACN - \min ACN} \quad (2)$$

Dane niezbędne do wyznaczenia wartości ACN_{m_1} są zamieszczone w tablicach liczb ACN samolotów. Przykładem takiego zestawienia jest tabl. 1.

Korzystając ze wzoru (3) można przeprowadzić korektę liczby ACN ze względu na redukcję ciśnienia w oponach kół głównych samolotu:

$$ACN_{p_{red}} = ACN_{p_{max}} \left[\frac{\frac{1}{C_1 \cdot CBR} - \frac{1}{C_2 \cdot p_{red}}}{\frac{1}{C_1 \cdot CBR} - \frac{1}{C_2 \cdot p_{max}}} \right] \quad (3)$$

gdzie:

p_{max} — nominalne, zalecane przez producenta ciśnienie w oponie, MPa,
 p_{red} — wartość zredukowanego ciśnienia w oponie, MPa,
 $ACN_{p_{max}}$ — liczba klasyfikacyjna samolotu właściwa dla ciśnienia p_{max} w oponie (zamieszczana w tablicach liczb ACN),
 CBR — standardowa nośność podłoża gruntowego (przyjmowane są cztery wartości: 3, 6, 10 lub 15),
 $C_1 = 0,5695$; $C_2 = 32,035$ — współczynniki empiryczne.

Wzór (3) znajduje zastosowanie tylko w przypadku oddziaływania samolotu ze zredukowanym ciśnieniem w oponach na nawierzchnię o konstrukcji podatnej. Jeżeli samolot oddziałuje na nawierzchnię sztywną, to korzystając z wykresów przedstawionych na rys. 1 można wyznaczyć współczynnik poprawkowy φ . Skorygowaną liczbę ACN wyznacza się wówczas ze wzoru:

$$ACN = \varphi \cdot ACN_{std} \quad (4)$$

gdzie:

ACN_{std} — liczba klasyfikacyjna samolotu właściwa dla standardowej wartości ciśnienia w oponie, równej 1,25 MPa (zamieszczana w tablicach liczb ACN).

Jeżeli $\max ACN$ pewnego typu samolotu jest większa od liczby PCN nawierzchni, to przejazd tego samolotu spowoduje przeciążenie nawierzchni. Metoda ACN—PCN umożliwia określenie maksymalnej masy m_{dop} samolotu, przy której nie występuje jeszcze wspomniane przeciążenie. W tym celu należy we wzorze (2) przyjąć $m_1 = m_{dop}$ oraz $ACN_{m_1} = PCN$, a następnie przekształcić ten wzór do postaci:

$$m_{dop} = m + (M - m) \frac{PCN - \min ACN}{\max ACN - \min ACN} \quad (5)$$

Samolot ze zredukowaną w ten sposób masą może bez ograniczeń użytkować daną nawierzchnię.

Przykład 1

Określić warunki, przy jakich samoloty Airbus A.300-B2, B-727-200 (Standard) oraz Il-62 mogą bez ograniczeń użytkować nawierzchnię podatną wykonaną na podłożu o średniej nośności, mającą liczbę PCN = 48.

Rozwiązanie

Zgodnie z wymaganiami metody ACN-PCN, informacja o nośności nawierzchni publikowana jest następująco:

$$PCN\ 48/F/B/W/T$$

masę operacyjną lub ciśnienie w oponach. Korzystając ze wzoru (5) wyznaczono maksymalną wielkość zredukowanej masy samolotu, przy której nie następuje przeciążenie nawierzchni:

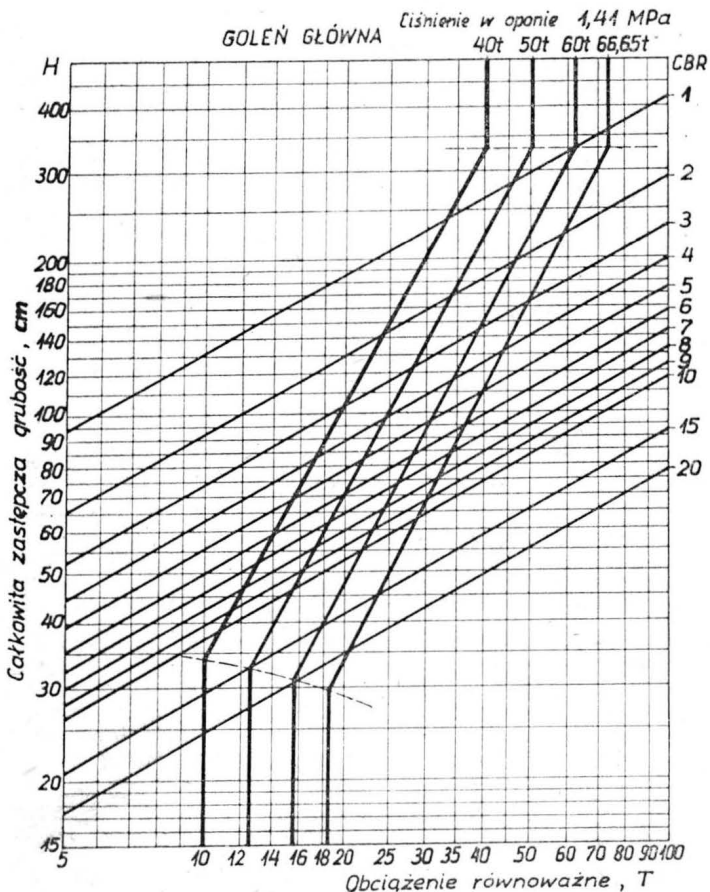
$$m_{red} = 69\ 400 + (162\ 000 - 69\ 400) \frac{48 - 17}{49 - 17} = 159\ 106\ \text{kg}$$

Liczba ACN samolotu Il-62 obliczona ze wzoru (1), właściwa dla masy m_{red} jest równa:

$$ACN_{m_{red}} = 49 - \frac{162\ 000 - 159\ 106}{162\ 000 - 69\ 400} (49 - 17) = 48$$

TABLICA 1

Typ samolotu	Masa, kg	Obciążenie na jedną goleń podwozia głównego, %	Ciśnienie w oponie, MPa	Podłoże nawierzchni sztywnej, MN/m ²				Podłoże nawierzchni podatnej, CBR			
				150	80	40	20	15	10	6	3
				ACN				ACN			
Airbus A.300-B2	$\frac{142\ 000}{85\ 690}$	46,5	1,23	$\frac{37}{19}$	$\frac{44}{22}$	$\frac{52}{26}$	$\frac{60}{30}$	$\frac{40}{21}$	$\frac{45}{23}$	$\frac{55}{26}$	$\frac{70}{35}$
B-727-200 (Standard)	$\frac{78\ 471}{44\ 293}$	46,2	1,15	$\frac{45}{23}$	$\frac{48}{24}$	$\frac{50}{26}$	$\frac{53}{27}$	$\frac{40}{20}$	$\frac{42}{21}$	$\frac{43}{23}$	$\frac{53}{27}$
B-747-100 B	$\frac{334\ 749}{173\ 036}$	23,1	1,56	$\frac{43}{19}$	$\frac{50}{21}$	$\frac{59}{24}$	$\frac{68}{28}$	$\frac{46}{20}$	$\frac{50}{21}$	$\frac{60}{24}$	$\frac{80}{31}$
Il-62	$\frac{162\ 000}{69\ 400}$	45,5	1,08	$\frac{36}{16}$	$\frac{45}{16}$	$\frac{54}{18}$	$\frac{62}{21}$	$\frac{43}{16}$	$\frac{49}{17}$	$\frac{58}{19}$	$\frac{72}{24}$



Rys. 2. Nomogram do projektowania nawierzchni podatnych dla samolotów Airbus A.300-B4 - A.310

Odpowiednie liczby ACN wymienionych samolotów (tabl. 1, kolumna 10) są równe:

- A.300-B2 ACN = 45,
- B-727-200 Standard ACN = 42,
- Il-62 ACN = 49.

Samoloty A.300-B2 i B-727-200 (Standard) mogą bez ograniczeń użytkować nawierzchnię przy maksymalnych masach startowych i nominalnym ciśnieniu w oponach kół głównych, ponieważ ich liczby ACN są mniejsze od liczby PCN. Aby samolot Il-62 mógł również bez ograniczeń użytkować tę nawierzchnię, należy odpowiednio zredukować jego

Podobnemu zmniejszeniu ulegnie liczba ACN w przypadku odpowiedniej redukcji ciśnienia w oponach. Przyjmując, że $ACN_{Pred} = PCN$ po przekształceniu wzoru (3) ustalono, że:

$$P_{red} = \frac{1}{32,035 \left[\frac{1}{0,5695 \cdot 10} - \frac{48}{49} \left(\frac{1}{0,5695 \cdot 10} - \frac{1}{32,035 \cdot 1,08} \right) \right]} =$$

$$= 0,98\ \text{MPa}$$

W obydwu przypadkach skorygowana liczba ACN nie jest większa od liczby PCN. Samolot Il-62 może więc użytkować bez ograniczeń rozważaną w przykładzie nawierzchnię, jeżeli spełnione zostaną alternatywnie następujące warunki:

- nominalne ciśnienie w oponach (1,08 MPa), masa operacyjna samolotu nie większa niż 159,1 t,
- ciśnienie w oponach zredukowane do wartości 0,98 MPa, maksymalna masa startowa.

Przedstawione wzory umożliwiają podejmowanie trafnych decyzji w planowaniu obciążenia nawierzchni ruchem samolotów. Umożliwiają ponadto prawidłową klasyfikację nośności nawierzchni w sytuacjach, gdy występuje niejednoznaczność w klasyfikacji nośności podłoża. Jest tak jeśli parametr charakteryzujący nośność podłoża można zakwalifikować jednocześnie do dwóch spośród czterech kategorii wymienionych w [1]. Sposób postępowania przy rozwiązywaniu tych zagadnień ilustrują przykłady:

Przykład 2

Określić liczbę PCN nawierzchni podatnej o następujących charakterystykach:

- całkowita grubość zastępcza $h_z = 70\ \text{cm}$,
- nośność podłoża CBR = 8.

Nawierzchnia jest eksploatowana głównie przez samoloty Airbus A.300-B2, Il-62, B-727-200 (Standard) oraz B-747-100B.

Rozwiązanie

• Podłoże można zakwalifikować zarówno do kategorii B (średnia nośność), jak i do kategorii C (niska nośność). Dlatego te dwie kategorie nośności podłoża będą uwzględnione w dalszych obliczeniach.

• Określenie dopuszczalnych obciążeń przekazywanych na ocenianą nawierzchnię przez wymienione samoloty. Wielkości te wyznaczono korzystając z nomogramów służących do projektowania grubości nawierzchni podatnych, opracowanych dla różnych typów samolotów. Przykład takiego nomogramu przedstawiono na rys. 2. Dopuszczalną wielkość masy A.300-B2, B-727-200 (Standard) i B-747-100B ustalono z nomogramów opracowanych dla tych samolotów; dla Il-62 — wykorzystując nomogram opracowany dla samolotu A.300-B4 (charakterystyki tych samolotów są podobne: układ geometryczny kół w podwoziu — podwójny tandem;

TABLICA 2

Typ samolotu	Dopuszczalne obciążenie goleni głównej m_g , tys. kg	Masa przypadająca na goleń główną, %	Całkowita dopuszczalna masa samolotu m_{dop} , tys. kg
A.300-B2	66,0	46,5	142,0
Il-62	63,3	45,5	139,0
B-727-200 (Standard)	39,0	46,2	84,4
B-747-100B	76,0	23,1	329,0

obciążenie goleni głównej — ok. 73 000 kg. Różne wartości ciśnienia w oponach kół uwzględniono przez korektę grubości nawierzchni. W tabl. 2 zamieszczone wartości poszukiwanych mas. Porównując kolumnę 4 tabl. 2 z kolumną 2 tabl. 1 można stwierdzić, że przy maksymalnej masie startowej samoloty Il-62 i B-747-100B powodują przeciążenie rozważanej nawierzchni.

• Wyznaczenie liczb ACN z uwzględnieniem dopuszczalnych mas samolotów. Liczby ACN należy wyznaczyć z uwzględnieniem kategorii B i C nośności podłoża, korzystając ze wzoru (1). Przykład obliczeń przedstawiono dla samolotu Il-62:

— kategoria B:

$$ACN_{m_{dop}} = 49 - \frac{162\,000 - 139\,000}{162\,000 - 69\,400} (49 - 17) = 41$$

— kategoria C:

$$ACN_{m_{dop}} = 58 - \frac{162\,000 - 139\,000}{162\,000 - 69\,400} (58 - 19) = 48$$

Obliczone w ten sposób liczby ACN przyjmują wartości podane w tabl. 3.

Należy zwrócić uwagę, że wartość dopuszczalnej masy, przy uwzględnieniu której wyznaczono liczby ACN samolotu B-727-200 (Standard) jest większa od maksymalnej masy startowej tego samolotu. Liczby max ACN z tabl. 1 wskazują, że w obydwu rozważanych przypadkach nośności podłoża, samolot B-727-200 (Standard) może bez ograniczeń użytkować nawierzchnię. Jeżeli nośność podłoża zostanie zakwalifikowana do kategorii B, to poszukiwana liczba PCN będzie zawierała się w przedziale 41÷49. W przypadku zastosowania kategorii C liczba PCN przyjmie wartość z przedziału 48÷59.

• Ostateczny wybór liczby PCN dokonywany jest spośród wartości średnich, równych odpowiednio:

- dla kategorii B PCN = 45,
- dla kategorii C PCN = 54.

TABLICA 3

Samolot	Kategoria B	Kategoria C
A.300-B2	45	55
Il-62	41	48
B-727-200 (Std.)	46	52
B-747-100B	49	59

W tym celu należy obliczyć różnice między podanymi w tabl. 2 wielkościami obciążeń dopuszczalnych dla nawierzchni a wielkościami wyznaczonymi na podstawie liczby PCN z wykorzystaniem wzoru (5). Za miarodajną dla ustalenia informacji o nośności nawierzchni należy przyjąć tę grupę, w której występują mniejsze sumaryczne różnice (tabl. 4).

Sumaryczna różnica między wyznaczonymi w różny sposób dopuszczalnymi obciążeniami jest mniejsza w drugiej grupie. Wobec tego informację o nośności nawierzchni należy publikować następująco: PCN 54/F/C/W/T.

TABLICA 4

		Obciążenie dopuszczalne, wzór (5), tys. kg	Obciążenie dopuszczalne, tabl. 2, tys. kg	Różnica, tys. kg
Kategoria PCN = 45	A.300-B2	142,0	142,0	0,0
	Il-62	150,6	139,0	+11,6
	B-727-200 (Std.)	82,8	84,4	-1,6 ^(-12,3)
	B-747-100B	306,7	329,0	-22,3
Kategoria PCN = 54	A.300-B2	140,0	142,0	-2,0
	Il-62	153,4	139,0	+14,4
	B-727-200 (Std.)	87,2	84,4	+2,8 ^(-7,1)
	B-747-100B	306,7	329,0	-22,3

Przykład 3

Nawierzchnia o charakterystyce PCN 54/R/C/W/T jest eksploatowana przez następujące samoloty:

- Il-62 o masie 162 t (ACN = 54), 3 przejazdy/dobę,
 - B-727-200 (Standard) o masie 78 t (ACN = 50), 2 przejazdy/dobę,
 - A.300-B2 o masie 142 t (ACN = 52), 2 przejazdy/dobę.
- Czy nawierzchnia może być użytkowana przez samolot B-747-100B o masie 335 t (ACN = 59)?

Rozwiązanie

Stosowana w krajach zachodnich metoda oceny obciążenia nawierzchni ruchem samolotów polega na określeniu zastępczych liczb przejazdów samolotów rzeczywistych. Przyjmuje się, że nawierzchnia nie jest przeciążona, jeżeli suma tych liczb nie przekracza wartości 10 przejazdów/

TABLICA 5

Typ samolotu	Obciążenie rzeczywiste m , tys. kg	Obciążenie dopuszczalne m_{dop} , tys. kg	$\frac{m}{m_{dop}}$	C	Liczba przejazdów rzeczywistych, przejazdy/dobę	Liczba przejazdów zastępczych, przejazdy/dobę
Il-62	162	162	1	1	3	3
B-727-200 (Standard)	78	84	0,93	0,45	2	0,9
A.300-B2	142	146	0,97	0,71	2	1,42
B-747-100B	335	312	1,07	2,24	x	2,24x

/dobę. W tabl. 5 przedstawiono kolejność postępowania przy wyznaczaniu liczb zastępczych przejazdów. Wartości dopuszczalnych (z punktu widzenia nośności nawierzchni) mas samolotów (kol. 3) wyznaczono korzystając ze wzoru (5). Współczynnik obciążenia C obliczono ze wzoru:

$$C = 10^{5(R-1)} \quad (6)$$

gdzie:

$$R = \frac{m}{m_{dop}}$$

m — rzeczywiste obciążenie nawierzchni samolotem, kg,
 m_{dop} — dopuszczalne obciążenie nawierzchni samolotem, wyznaczane ze wzoru (5), kg.

Suma przejazdów zastępczych jest równa:

$$5,32 + 2,24 x$$

Jeżeli $x = 2$ przejazdy/dobę, to wielkość zastępczego ruchu jest równa 9,8 przejazdu/dobę. Samolot B-747-100B o masie 335 t może być dopuszczony do ruchu na nawierzchni, przy czym częstość jego przejazdów nie powinna przekraczać 2 przejazdów/dobę.

Przedstawiony przykład wskazuje na celowość prowadzenia tego typu analiz przy podejmowaniu decyzji o dopuszczeniu samolotu do ruchu na nawierzchni. Opierając się tylko na wynikach bezpośredniego porównywania liczb ACN i PCN uznano by bowiem, że samolot B-747-100B może sporadycznie użytkować rozważaną w przykładzie nawierzchnię. Przy zadanej wielkości ruchu oznaczałoby to niedociągnięcie nawierzchni.

Wnioski

Podsumowując całość przedstawionych zagadnień dotyczących klasyfikacji nośności nawierzchni lotniskowych zgodnie z zasadami metody ACN—PCN można stwierdzić, że:

• Metoda ACN—PCN umożliwia dokonywanie oceny nośności nawierzchni w sposób teoretyczny oraz praktyczny z wykorzystaniem dowolnych, służących do tego celu technik pomiarowych. Decyduje to w znacznej mierze o uniwersalności tej metody.

• Metoda ACN—PCN jest narzędziem do kontroli prawidłowości eksploatacji nawierzchni przez samoloty. Stwarza możliwość trafnego dostosowywania naziemnego ruchu samolotów do nośności nawierzchni lotniskowych.

LITERATURA

1. K. CZARNECKI: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN—PCN. Część I, TLiA nr 1, 1987 r.
2. K. CZARNECKI: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN—PCN. Część II, TLiA nr 2, 1987 r.
3. K. CZARNECKI, M. GRACZYK: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN—PCN. Część III, TLiA nr 3, 1987 r.
4. ICAO: Aerodrome design manual — pavements, 1983 r.

Promavia F1300 Jet Squalus

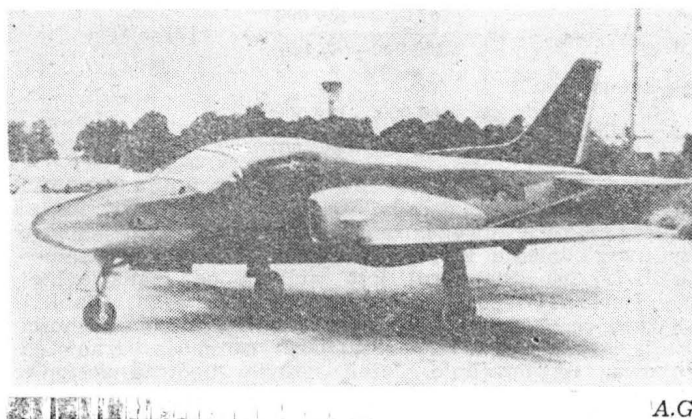
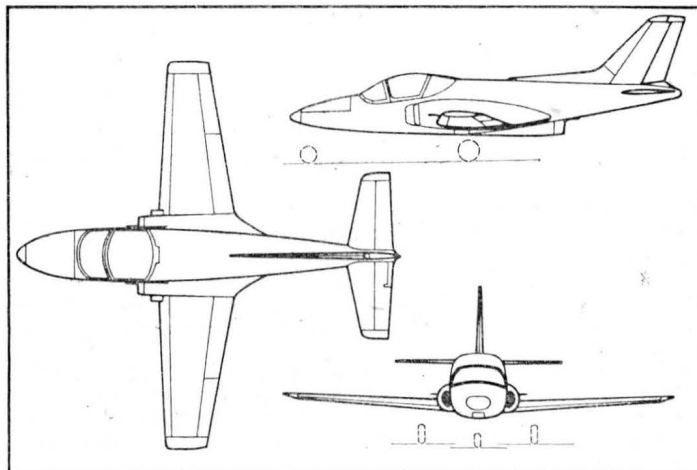
• Belgia •

Dwumiejscowy odrzutowy samolot treningowy

Inż. Stelio Frati we włoskiej wytwórni General Avia, na zamówienie wytwórni belgijskiej Promavia, zaprojektował i zbudował dwa prototypy samolotu F1300, który nawiązuje do oblatanego w 1961 r. samolotu F400 Cobra o konstrukcji drewnianej krytej sklejką i blachą duralową. Jet Squalus ma konstrukcję metalową. Należy on do kategorii najtańszych odrzutowych samolotów treningowych. Oblot prototypu odbył się jesienią 1986 r. Płat jednodźwigarowy ma profil GAW-2. Miejsca załogi obok siebie z możliwością zabudowy foteli wyrzeliwanych. Instalacja otwierania osłony kabiny, klap, hamulców aerodynamicznych i chowania podwozia — hydrauliczna. Cztery zamki podskrzyłowe do podwieszania uzbrojenia. Zbiorniki paliwa o pojemności 800 l. Pierwszy prototyp jest napędzany silnikiem Garrett TFE 109-1 o ciągu 592 daN, drugi prototyp — silnikiem Williams FJ44 o ciągu 800 daN.

Dane techniczne (z silnikiem FJ44)

Rozpiętość	9,04 m
Długość	9,36 m
Wysokość	3,60 m
Powierzchnia nośna	13,58 m ²
Masa własna	1400 kg
Masa całkowita	2400 kg
Prędkość maks.	584 km/h
Prędkość przelotowa	556 km/h
Prędkość min.	124 km/h
Wznoszenie	20 m/s
Pułap	12 800 m
Rozbieg	305 m
Zasięg	900 km



A.G.

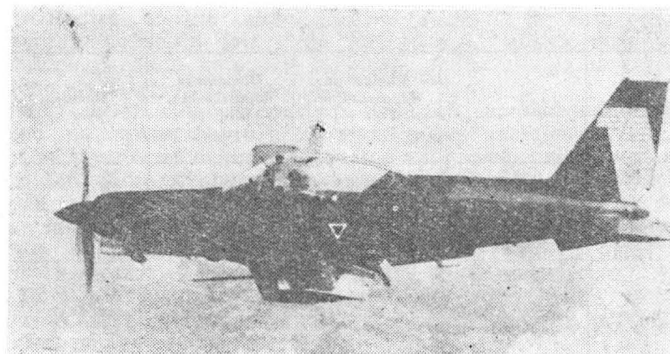
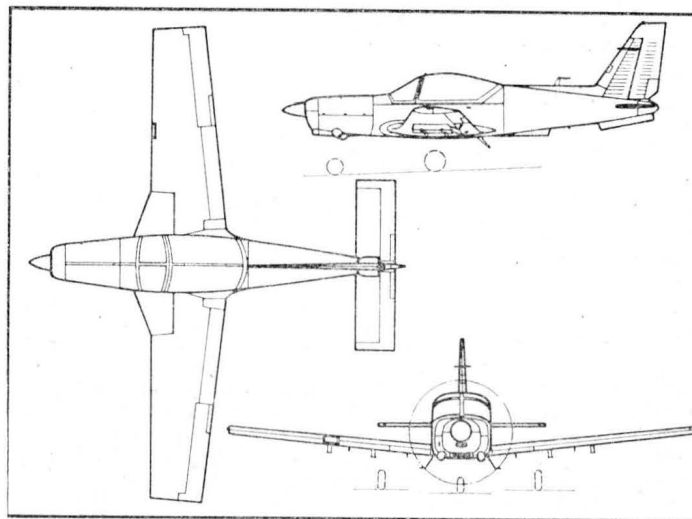
Valmet L-90TP Redigo • Finlandia •

Dwumiejscowy turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Wytwórnia Valmet, po wyprodukowaniu 30 tłokowych samolotów L-70 Vinka (z 1975 r.), zbudowała w 1985 r. prototyp turbośmigłowej odmiany L-70 oznaczonej L-80TP. 1 czerwca 1986 r. wykonał pierwszy lot prototyp ulepszonej odmiany oznaczony L-90TP Redigo. Samolot ma metalową konstrukcję, w zasadzie identyczną z L-70, lecz ma zmieniony profil płata. W celach porównawczych wykonano płat z kompozytu węglowego i szklanego (laminatowy), który będzie wypróbowany na jednym z prototypów. Pod skrzydłami sześć zamków do podwieszania uzbrojenia o masie 800 kg. Samolot może służyć do różnych zadań treningowych i rozpoznawczych. Zbiorniki na 360 l paliwa. Silnik Allison 250-B17D 265 kW (360 KM).

Dane techniczne

Rozpiętość	10,34 m
Długość	7,90 m
Wysokość	2,85 m
Powierzchnia nośna	14,75 m ²
Masa własna	890 kg
Masa całkowita maks.	1900 kg
Osiągi przy masie całkowitej 1350 kg:	
Prędkość maks.	335 km/h
Prędkość min.	99 km/h
Wznoszenie	10 m/s
Pułap	7500 m
Rozbieg	195 m
Zasięg	1400 km



A.G.

Aérospatiale/Aeritalia ATR-42

• Francja/Włochy •

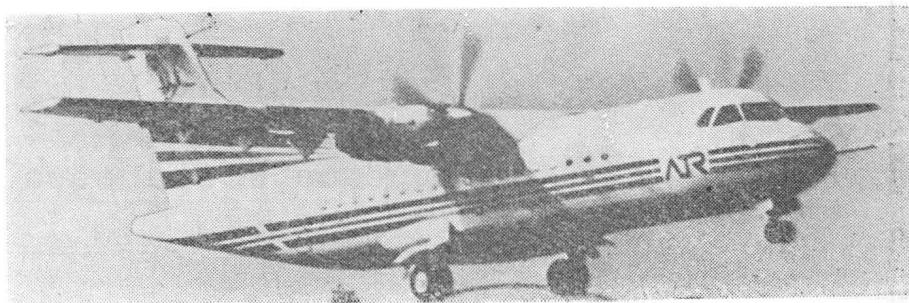
Samolot pasażerski komunikacji lokalnej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbośmigłowy grzbietopłat o konstrukcji mieszanej z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys w części środkowej prostokątny, obrys części zewnętrznych trapezowy, profil Aérospatiale RA-XXX-43 (zbliżony do NACA 43000) o grubości względnej 18% w części środkowej i 13% przy końcówkach. Wzniosł części zewnętrznych 2°30'. Konstrukcja dwudźwigarowa, półskorupowa, fail safe. Keson skrzydła (dźwigary, zebra, pokrycia) wykonany jest ze stopów lekkich, jego wnętrze stanowi integralny zbiornik paliwowy. Keson noskowy wykonano jako konstrukcję skorupową przekładkową z kompozytu kevlar z wypełniaczem ulowym Nomex. Splywowa część skrzydła ma konstrukcję analogiczną do konstrukcji noska -- wzmacniona włóknem węglowym, 73% rozpiętości krawędzi spływu zajmują czterosegmentowe dwuszczelinowe kłapy typu Fowler. Segmenty przykadubowe zawieszono są na dwóch, a zewnętrzne na trzech wspornikach. Kłapy wykonane przekładkowo z kompozytu węglowego. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie, na obu łotkach kłapki wyważające. Pod środkową częścią skrzydła, na jej końcach umieszczone są półskorupowej konstrukcji metalowe gondole silnikowe. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbloedzeniowa. Owiewka osłaniająca połączenie skrzydło-kadłub wykonana przekładkowo z kompozytu kevlarowego i wypełniacza ulowego Nomex.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja metalowa, półskorupowa fail safe z kabina ciśnieniowa. W nosku kadłuba radar osłonięty dielektryczną kopułą. Za nim, pod podłogą kabiny pilotów mieści się wnęk podwozia przedniego i zespoły instalacji pokładowych. Oszklenie kabiny pilotów składa się z sześciu dużych szyb, szyby przednie wyposażone są w wycieraczki i instalację przeciwbloedzeniową. W dachu kabiny pilotów wyjście awaryjne. Miejsca pilotów obok siebie, za nimi -- wyposażenie radioelektryczne. Za kabiną pilotów korytarzyk wejściowy i bagażnik, oddzielony ścianką od kabiny pasażerskiej. Kabina pasażerska mieści 46 foteli w czterech rzędach (2+2) z przejściem pośrodku, odstępy między szeregami foteli wynoszą w tym przypadku 0,76 m. Możliwe jest zwiększenie komfortu przez powiększenie odstępu do 0,81 m kosztem zmniejszenia liczby foteli do 42. Za kabiną pasażerską znajduje się bagażnik tylny. W przypadku wykorzystania przedniego bagażnika na przedłużenie wnętrza kabiny możliwe jest zmniejszenie 50 foteli w podzielniku 0,76 m. Wejście do kabiny umieszczone jest z lewej strony tylnej części kadłuba. Wyjścia awaryjne znajdują się z obu stron przedniej części kabiny i naprzeciw wejścia głównego. Po lewej stronie przedniej części kadłuba usytuowano luk bagażowy. Z obu stron kadłuba pod skrzydłem znajdują się gondole podwozia głównego, wewnątrz których mieszczą się także podzespoły instalacji pokładowych. Gondole przedkadłkowe z kompozytu kevlarowego wzmocnionego włóknem węglowym i wypełniaczem ulowym Nomex. Tylne, nieciśnieniowe części kadłuba ma kształt stożkowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrisy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne z podwójnie załamana krawędzią natarcia i z piętą na grzbiecie kadłuba. Konstrukcja stateczników mieszana,



dwudźwigarowa -- keson metalowy, ograniczony dźwigarami, noszek kompozytowy przekładkowy z wypełniaczem ulowym Nomex. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja sterów kompozytowa, przekładkowa -- pokrycia z kompozytu węglowego, wypełniacz ulowy Nomex. Stery wyposażone w kłapki odciążająco-dociągające. Płatwa grzbietowa przekładkowa z kompozytu kevlarowego z wypełniaczem Nomex. Na noskach stateczników instalacja przeciwbloedzeniowa.

Sterowanie. Sterowanie lotkami i sterami linkowo-popychaczowe, kłapy wychyłane hydraulicznie, kłapki wyważające -- elektrycznie.

Podwozie. Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol przykadłubowych. Podwozie przednie z gołenią teleskopową, koła bliźniacze, kierunek chowania -- ku przodowi. Podwozie główne z kołami bliźniaczymi zawieszonymi na wahaczach, kierunek chowania -- ku przodowi. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce wielotarczowe z urządzeniem przeciwpoślizgowym, hamulce niechłodzone. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie 450x190--STL, główne -- 32x8,8--10PR.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt and Whitney of Canada PW-120 o mocy termodynamicznej 1700 kW, startowej 1342 kW i przelotowej trwałej 1200 kW każdy. W przypadku awarii jednego z silników podczas startu można zwiększyć na krótki czas moc drugiego do 1490 kW. Śmigła czteropłatowe metalowo-kompozytowe o stałych obrotach Hamilton Standard 14SF z możliwością odwracania ciągu. Śmigła wyposażone w hamulce, co umożliwiło użycie jednego silnika jako źródła energii dla instalacji podczas postoju. Na noskach łopat śmigieł instalacja przeciwbloedzeniowa. Osie silników rozstawione dość szeroko, co umożliwia odsunięcie końcówek łopat od pokryć kadłuba. Łoża silników spawane z rur stalowych. Osłony silników z kompozytu kevlarowego, części otwierane metalowe. Otwieranie osłon na boki i do góry, zawiasy na ich tylnych krawędziach. Wloty powietrza zaopatrzone w instalację przeciwbloedzeniową. Wyloty spalin skierowane do tyłu.

Instalacje. Paliwowa -- zbiorniki integralne w kesonach skrzydeł, łączna pojemność 5700 l, napełnianie ciśnieniowe lub grawitacyjne. Olejowa -- pojemności zbiorników 40 l. Hydrauliczna -- dwuobwodowa, służy do chowania i wypuszczania podwozia, sterowania podwoziem przednim, wychyłania kłap, hamowania kół i hamowania śmigieł. Elektryczna -- prąd stały 28 V, dwa prądorozeruszniki prądu stałego 12 kW, alterna-

tor prądu trójfazowego 115/200 V, transformatory jednofazowe 115/26 V, dwa alternatory pomocnicze 20 kVA (do instalacji przeciwbloedzeniowej), akumulator 43 Ah. Klimatyzacyjna -- zapewnia maksymalne nadciśnienie 0,41 kPa. Przeciwbloedzeniowa -- elektryczna na noskach skrzydeł i stateczników oraz pierścieniach wlotów do silników i noskach łopat śmigieł.

Wyposażenie. Zestawy elektronicznych przyrządów pokładowych EFIS z monitorami. Przewidziana możliwość zabudowy klasycznych zestawów przyrządów (King Gola Crown III jako standard lub Collins Pro Line II na życzenie odbiorcy). Radar meteorologiczny Sperry P-800, pilot automatyczny, 2 komputery sterowania lotem, 2 VHF, 2 VOR-ILS, ADF, DME, transponder, system łączności wewnętrznej.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Pod koniec lat siedemdziesiątych w Aérospatiale opracowano projekt samolotu AS-35, w Aeritalia -- podobny projekt oznaczony AIT-230. W 1980 r. rozpoczęła się współpraca obu koncernów -- utworzono spółkę ATR (Avion de Transport Régionale).

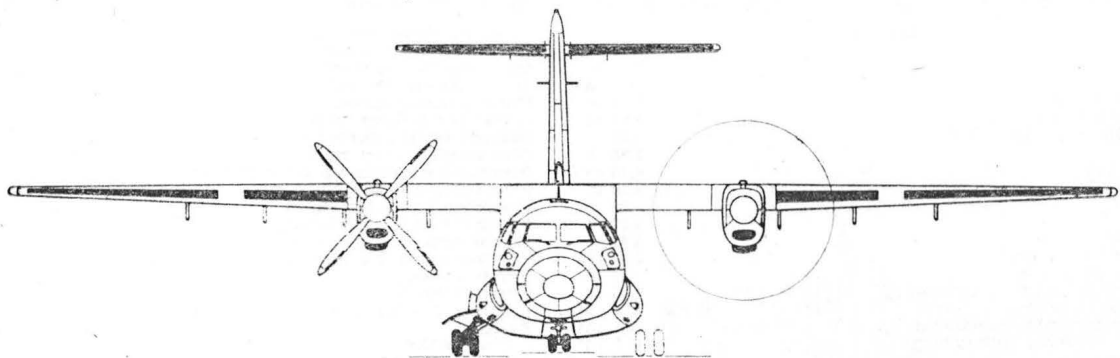
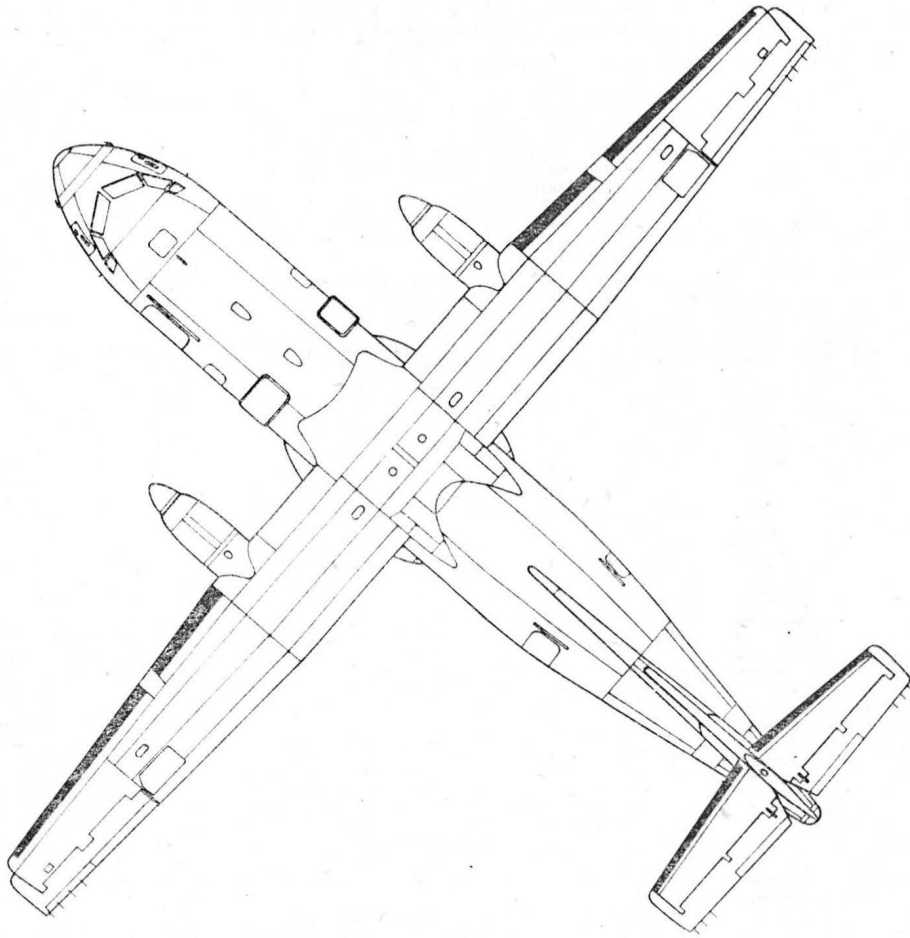
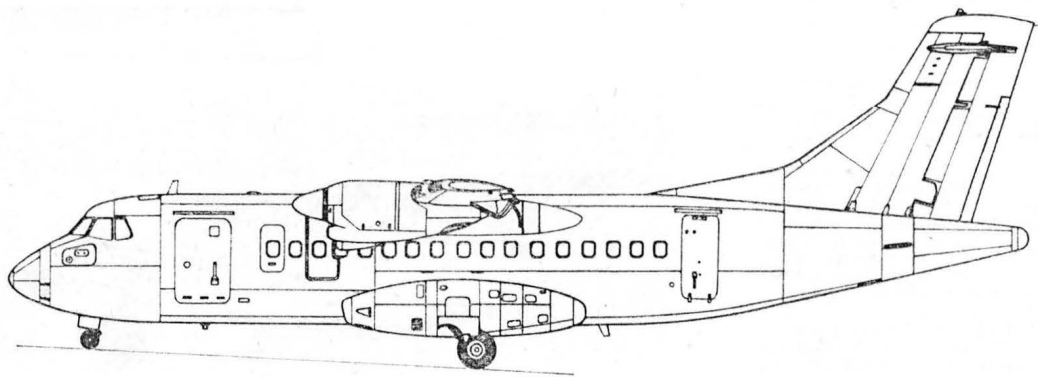
Budowę prototypu rozpoczęto w sierpniu 1982 r., ostateczny montaż w styczniu 1984 r. Pierwszy prototyp był gotowy 17 czerwca 1984 r., oblatano go 16 sierpnia 1984 r. Drugi prototyp oblatano 31 października 1984 r. Samolot skonstruowano, opierając się na przepisach amerykańskich FAR-25 i europejskich JAR-25. Produkcja ma wynosić 4 egz. miesięcznie. W 1985 r. wyprodukowano 11 samolotów seryjnych, na 1986 r. planuje się wyprodukowanie 28 egz. Na początku 1985 r. złożone były opcje na 70 samolotów. Wg oceny producentów ATR-42 jego produkcja może osiągnąć 1000 egz. Główny podział kooperacyjny produkcji zespołów ATR-42 przedstawia się następująco: Aérospatiale -- skrzydła, gondole silników, owiewki skrzydło-kadłub, Aeritalia -- kadłub, usterzenie, Messier-Hispano-Bugatti -- podwozie (przy współpracy Meghnaighi i Nardi); ponadto Pratt and Whitney of Canada -- silniki, Hamilton -- śmigła, Garrett AiResearch -- instalacja klimatyzacyjna, Sperry -- awionika. Planowana jest produkcja samolotu w wersjach: ATR-42 (46 miejsc), ATR-42 Combi (pasażersko-towarowa), ATR-42F (towarowa, przystosowana do kontenerów LD-3), ATR-42M (transportowa wojskowa z rampą w tyle kadłuba), ATR ST (przedłużony kadłub, 56+62 miejsc), SAR-42 (nowa wersja pasażerska), ATN-42S (wersja patrolowa morska). Cena samolotu z wyposażeniem standardowym wyniosła w połowie 1985 r. ok. 6,7 mln dolarów.

DANE TECHNICZNE (wersja 46-miejscowa)

Rozpiętość 27,05 m
 Długość 26,30 m
 Wysokość 7,57 m
 Rozpiętość usterzenia 7,31 m
 Ciężar skrzydła u nasady 2,57 m
 Ciężar skrzydła przy końcówce 1,41 m
 Baza podwozia 3,78 m
 Rozstaw podwozia 4,10 m
 Rozstaw osi silników 3,10 m
 Średnica śmigieł 3,96 m
 Prześwit śmigieł 0,82 m
 Długość wnętrza kabiny 13,87 m
 Szerokość wnętrza kabiny 2,57 m
 Wysokość wnętrza kabiny 1,91 m
 Szerokość przejścia między fotelami 0,46 m
 Powierzchnia skrzydła 54,5 m²
 Powierzchnia usterzenia poziomego 10,3 m²
 Powierzchnia usterzenia pionowego 12,5 m²
 Wydłużenie skrzydła 11,08
 Pojemność bagażnika przedniego 5,8 m³
 Pojemność bagażnika tylnego 2,7 m³
 Pojemność schowków podręcznych (łącznie) 1,5 m³
 Masa własna 6609 kg

Masa do ładowania maks. 15 770 kg
 Masa startowa maks. 15 750 kg
 Masa do ładowania maks. 15 500 kg
 Masa handlowa maks. 4891 kg
 Masa paliwa maks. 4500 kg
 Masa bez paliwa maks. 14 500 kg
 Obciążenie powierzchni nośnej maks. 289,9 kg/m²
 Obciążenie mocy maks. 5,87 kg/kW
 Prędkość przelotowa (H = 6100 m) 510 km/h
 Prędkość operacyjna norm. 463 km/h
 Prędkość min. bez kłap 178 km/h
 Prędkość min. z kłapami 135 km/h
 Wznoszenie maks. 9,45 m/s
 Wznoszenie z 1 silnikiem wyłączonym 3,30 m/s
 Pułap maks. 7620 m
 Pułap roboczy 7600 m
 Pułap z 1 silnikiem wyłączonym 4025 m
 Zasięg 1760 km
 Zasięg maks. 4633 km
 Start na 15 m 1080 m
 Łądowanie z 15 m 960 m
 Dopuszczalny wiatr boczny przy lądowaniu 23 m/s
 Promień zakrętu na ziemi 17,08 m

T.M.

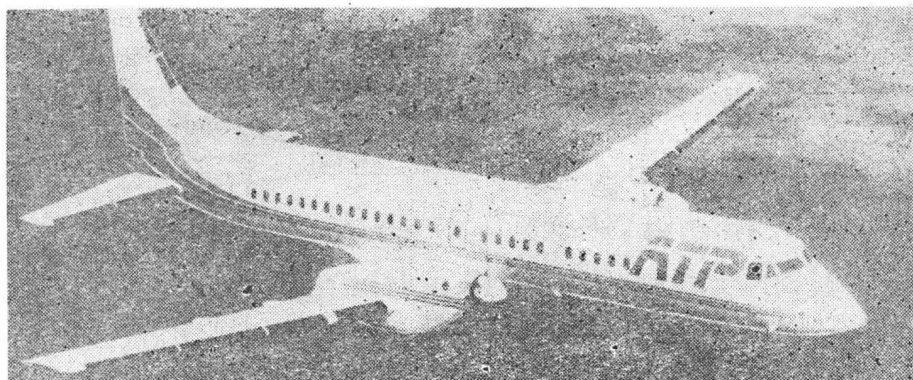


Samolot pasażerski do komunikacji lokalnej

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbośmigłowy całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 23018 u nasady przechodzący w NACA 4412 przy końcówce, wznios części zewnętrznych 7°. Konstrukcja trzyczęściowa, całkowicie metalowa, kesonowa, dwudźwigarowa. Krótka środkowa część płata mocowana do kadłuba. W kesonach międzyczłonowych integralne zbiorniki paliwowe, sięgające prawie do końcówek. Pokrycia nitowane gładko. 68% krawędzi spływu zajmują kłapy typu Fowlera (po jednym segmencie na każdym skrzydle) z klapką spływową. Każda klapa podparta na czterech prowadnicach. Konstrukcja kłap metalowa; pokrycie kłapki spływowej z blachy żłobkowanej. Lotki wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo), wyposażone w kłapki wyważające i odciążające. Pokrycia lotek gładkie, kłapki pokryte białą żłobkowaną. Każda lotka zawieszona na trzech konsolach. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwblozeniowa, wewnątrz nosków reflektory. Gondole silnikowo-podwoziowe o konstrukcji ramowo-skorupowej. Końcówki skrzydeł z tworzywa sztucznego. W środkowej części płata za tylnym dźwigarem znajduje się siłownik napędu kłap (po prawej stronie) oraz pomocniczy zespół napędowy APU (po lewej stronie). Owiewka przejścia skrzydło-kadłub metalowa. Struktura skrzydła ogólnie podobna do zastosowanej w samolocie BAe-748.

Kadłub. Przekrój kołowy. Konstrukcja metalowa półskorupowa. W części przedniej radar osłonięty dielektryczną osłoną otwieraną na bok i akumulatory, mocowane do przedniej, szczelnej wręgi kadłuba. Kabina pilotów z miejscami obok siebie. Oszklenie kabiny pilotów składa się z ośmiu szyb, skośne szyby przednie są zaopatrzone w wycieraczki. Pod podłogą kabiny pilotów mieści się wnęk podwozia przedniego, za kabiną pilotów znajduje się korytarzyk wejściowy, toaleta i przedni bagażnik. Kabina pasażerska jest wyposażona w 64 fotele umieszczone w czterech rzędach z przejściem pośrodku (2+2). Wnętrze kabiny pasażerskiej oświetlone przez 26 par prostokątnych okien. Za kabiną pasażerską znajduje się tylny korytarzyk wejściowy, oddzielony ścianą od tylnego bagażnika. Bagażnik tylny, dostępny przez drzwi z korytarzyka, jest zakończony tylną szczelną wręgą ciśnieniową. Tylna część kadłuba stożkowa. Wejście do kabiny zapewniają drzwi główne, umieszczone z lewej strony kadłuba w przedniej i tylnej jego części. Drzwi są zaopatrzone w składane schodki. Drzwi główne są odsuwane na prowadnicach do przodu. Z prawej strony kadłuba, naprzeciw drzwi głównych, znajdują się drzwi pomocnicze. Wyjścia awaryjne umieszczone naprzeciw siebie po obu stronach kadłuba nad skrzydłem. Wnętrze szczelnej części kadłuba klimatyzowane. Struktura kadłuba zbliżona konstrukcyjnie do zastosowanej w samolocie BAe-748.



Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe lekko skośne. Konstrukcja stateczników metalowa, dwudźwigarowa, półskorupowa. Dźwigar statecznika pionowego załamany przy wejściu w kadłub. Na noskach stateczników instalacja przeciwblozeniowa. Stero o konstrukcji metalowej, jednodźwigarowe, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie. Ster kierunku wyposażony w kłapkę wyważającą i kłapkę odciążającą. Na każdym segmencie steru wysokości kłapka wyważająca. Stero pokryte blachą gładką, kłapki — żłobkowane. Ster kierunku i oba segmenty steru wysokości zawieszono na trzech konsolach. Przed usterzeniem pionowym płetwa grzbietowa.

Sterowanie. Układy sterowania linkowe ze wspomaganiami hydraulicznymi, kłapy wychyłane elektrycznie (powrót mechaniczny ręczny). Wszystkie układy sterowania zdwojone, prowadzone w kadłubie pod podłogą kabiny.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol skrzydłowych. Wszystkie golenie podwozia teleskopowe, wyposażone w koła bliźniacze. Podwozie przednie sterowane. Na kołach podwozia główne hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym. Amortyzacja olejowo-gazowa. Ogumienie bezdętkowe. Wymiary ogumienia: przednie 22 × 6,75—10, główne — 34 × 11,75—14.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt-Whitney of Canada PW124 o mocy 1604 kW każdy; możliwość chwilowego podwyższenia mocy do 1790 kW. Możliwość zastosowania silników Pratt-Whitney of Canada PW125 o mocy maks. 1916 kW i przelotowej 1514 kW. Śmigła sześciolopatowe o stałych obrotach z możliwością ustawienia w chorągiewkę firmy BAe/Hamilton Standard. Łopaty śmigieł z kompozytu. Osie silników usytuowane nad płatem, rury wylotowe spaliny doprowadzone do krawędzi spływu. Łoża silników spawane z rur stalowych. Osłony zespołów napędowych metalowe. Pomocniczy zespół napędowy APU Garrett-AiResearch (na życzenie) do napędu zespołów instalacji pokładowych podczas postoju.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 6364 l, napełnianie grawitacyjne. Elektryczna — prąd stały o napięciu 28 V, zmienny trójfazowy o napięciu 200 V, dwa alternatory Lucas 30/45 kVA, transformatory, przekładnik 1,5 kVA 200/115 V 400 Hz prądu zmiennego, dwa akumulatory niklowo-kadmowe. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, służy do chowania i wypuszczania podwozia, sterowania podwoziem przednim, wypuszczania schodków drzwi głównych i napędu wycieraczek szyb kabiny pilotów. Klimatyzacyjna — zapewnia nadciśnienie 38 kPa, składa się z dwóch (jeden awaryjny) zestawów Hamilton Standard zasilanych powietrzem z upustów sprężarek silników. Przeciwblozeniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników.

Wyposażenie. Radar nawigacyjno-meteorologiczny Bendix, podwojny system projekcji danych Smith EFIS, cyfrowy przetwornik danych ARINC 429, pilot automatyczny z systemem radiokompasu Bendix FCS/60B, system Litton LTR-81-01 AHRS, dwa VHF, dwa VOR, dwa ILS, ADF, DME, transponder ATC, system łączności wewnętrznej, możliwość zabudowy wyposażenia dodatkowego lub innego wg życzenia odbiorcy.

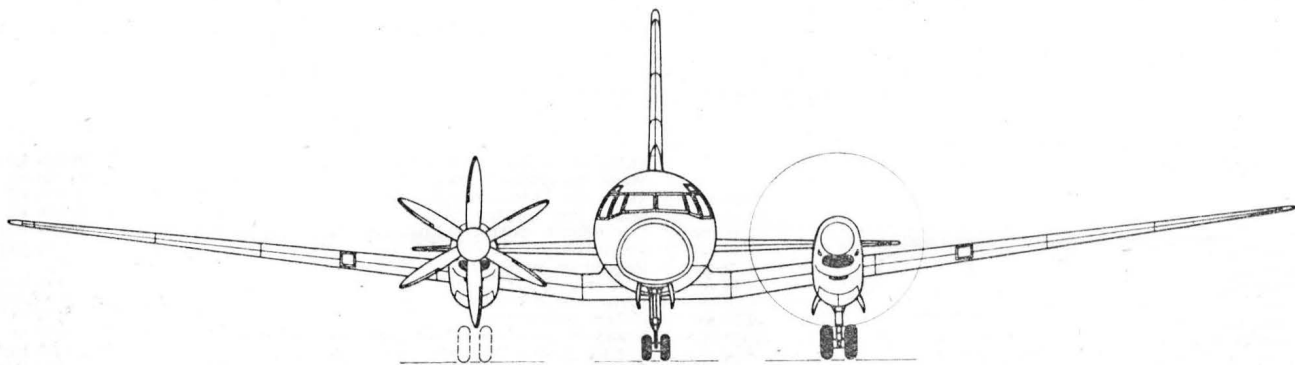
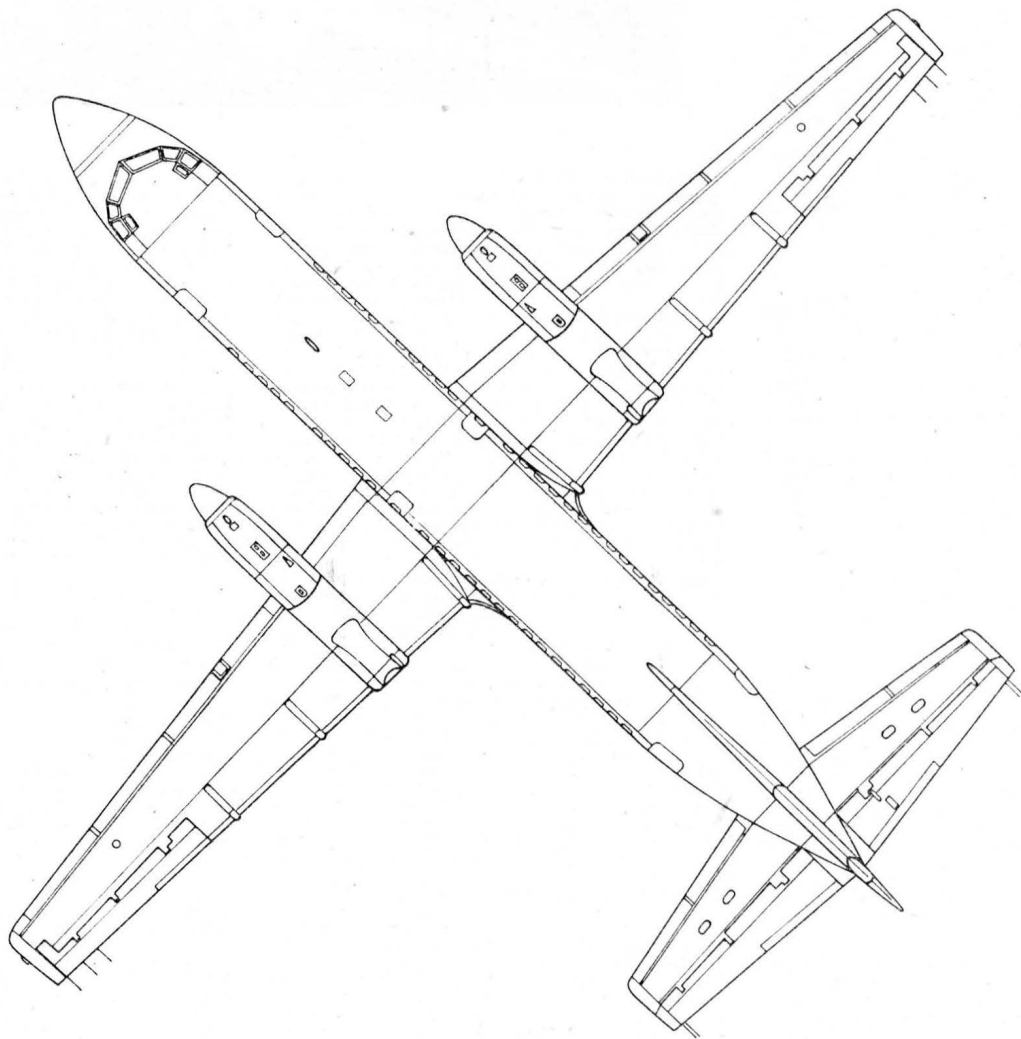
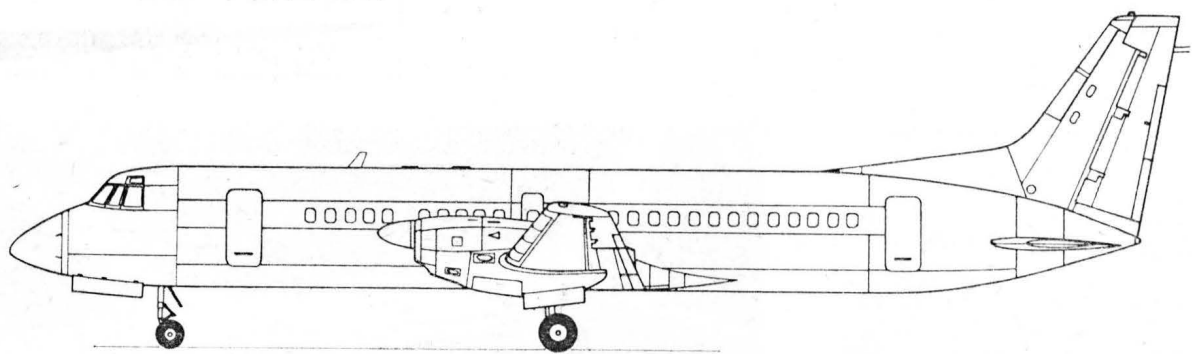
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Nowe potrzeby przedsiębiorstw transportu lotniczego, starzenie się konstrukcji BAe-748 oraz zagrożenie konkurencyjne ze strony konsorcjum francusko-włoskiego opracowującego samolot ATR-42 skłoniły British Aerospace do podjęcia opracowania nowego samolotu pasażerskiego na linie lokalne, zabierającego 40-70 pasażerów. Otrzymał on oznaczenie ATP (Advanced TurboProp). Prace nad projektem rozpoczęto w 1980 r. w biurach konstrukcyjnych BAe w Manchesterze, wykorzystując doświadczenia z budowy i rozwoju samolotu BAe-748. Prototyp samolotu ATP oblatano w maju 1986 r. Certyfikację i pierwsze dostawy planowano na 1987 r. Samolot ATP skonstruowano wg przepisów FAR 25 Part 54 i JAR-25 Part 10. Przewidywana trwałość konstrukcji ma wynosić 60 000 h. W 1985 r. były prowadzone negocjacje nt. podjęcia produkcji licencyjnej samolotu ATP w ZSRR.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	30,63 m
Długość	26,06 m
Wysokość	7,14 m
Srednica kadłuba	2,67 m
Baza podwozia	9,70 m
Rozstaw podwozia	8,46 m
Srednica śmigieł	4,19 m
Prześwit śmigła—kadłub	0,80 m
Długość wnętrza kabiny pasażerskiej	19,20 m
Szerokość wnętrza kabiny pasażerskiej	2,46 m
Wysokość wnętrza kabiny pasażerskiej	1,92 m
Podziałka foteli (64 miejsca)	0,79 m
Pojemność kabiny pasażerskiej	75,1 m ³
Pojemność bagażników	11,04 m ³
Powierzchnia skrzydła	78,3 m ²
Masa własna (typowa operacyjna)	13 595 kg
Masa paliwa maks.	5080 kg
Masa ładunku maks.	6726 kg

Masa do kołowania maks.	22 590 kg
Masa startowa maks.	22 450 kg
Masa do lądowania maks.	21 773 kg
Masa bez paliwa maks.	20 320 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	286,76 kg/m ²
Obciążenie mocy (PW124)	7,42 kg/kW
Prędkość przelotowa (19 051 kg, H = 4575 m)	496 km/h
Wznoszenie typowe	6,96 m/s
Pułap przelotowy	7620 m
Pułap z jednym silnikiem wyłączonym	3962 m
Zasięg (ładunek maks., rez. na 185 km)	1065 km
Zasięg (64 pasażerów, rez. na 185 km)	1825 km
Zasięg (ładunek 3780 kg)	3444 km
Zasięg maks.	4070 km
Wymagana maks. długość pasa do startu (H = 0, ISA)	1539 m
Wymagana normalna długość pasa do startu i lądowania (jw.)	1097 m

T.M.



Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (I)

Terminy hiszpańskie (I)

- 1 — lotnictwo
- 2 — l. cywilne
- 3 — l. wojskowe
- 4 — balon, aerostat
- 5 — sterowiec
- 6 — samolot
- 7 — szybowiec
- 8 — śmigłowiec
- 9 — spadochron
- 10 — wodnosamolot
- 11 — w. lądziowy, łódź latająca
- 12 — (samolot-) amfibia
- 13 — aerodynamika
- 14 — atmosfera
- 15 — przepływ
- 16 — ciśnienie
- 17 — c. statyczne
- 18 — c. dynamiczne, c. prędkości
- 19 — c. całkowite
- 20 — podciśnienie; ssanie
- 21 — opór (aerodynamiczny)
- 22 — o. tarcia
- 23 — o. kształtu
- 24 — o. profilowy
- 25 — o. indukowany
- 26 — o. falowy
- 27 — płat nośny; skrzydło
- 28 — profil (aerodynamiczny), profil lotniczy; p. skrzydłowy
- 29 — kąt natarcia
- 30 — siła nośna, wypór (aerodynamiczny)
- 31 — prędkość
- 32 — p. przydźwiękowa
- 33 — p. poddźwiękowa
- 34 — p. naddźwiękowa
- 35 — liczbą Macha
- 36 — dane techniczne
- 37 — wymiary
- 38 — rozpiętość (skrzydeł)
- 39 — długość
- 40 — wysokość
- 41 — powierzchnia nośna; p. skrzydła
- 42 — rozstaw kół
- 43 — ciężar; (masa)
- 44 — ciężar własny, c. samolotu pustego (m. własna, m. s. p.)
- 45 — ciężar całkowity; c. w locie; c. startowy (masa całkowita); m. w locie; m. startowa)
- 46 — osiągi
- 47 — prędkość maksymalna
- 48 — p. minimalna; p. przeciągnięcia
- 49 — p. przelotowa
- 50 — p. wznoszenia, wznoszenie
- 51 — pułap
- 52 — zasięg (lotu)
- 53 — długość startu
- 54 — d. lądowania
- 55 — zespół napędowy
- 56 — silnik lotniczy
- 57 — s. spaliny
- 58 — s. tłokowy
- 59 — s. odrzutowy
- 60 — s. turbodrzutowy
- 61 — s. turbośmigłowy
- 62 — s. turbowentylatorowy
- 63 — śmigło
- 64 — moc
- 65 — ciąg

- 1 — aviación (f); aeronáutica (f)
- 2 — aviación civil
- 3 — a. militar
- 4 — globo (m) aerostático
- 5 — dirigible (m)
- 6 — avión (m), aeroplano (m)
- 7 — velero (m)
- 8 — helicóptero (m)
- 9 — paracaídas (m)
- 10 — hidravion (m)
- 11 — h. de casco
- 12 — anfíbio (m)
- 13 — aerodinámica (f)
- 14 — atmósfera (f)
- 15 — flujo (m)
- 16 — presión (f)
- 17 — p. estática
- 18 — p. dinámica
- 19 — p. total
- 20 — depresión (f)
- 21 — resistencia (f)
- 22 — r. de rozamiento
- 23 — r. de forma
- 24 — r. de perfil
- 25 — r. inducida
- 26 — r. a las ondas de choque
- 27 — ala (f); plano (m) principal
- 28 — perfil (m) aerodinámico; p. alar, p. de ala delgada
- 29 — ángulo (m) de ataque, á. de incidencia
- 30 — sustentación (f) (aerodinámica)
- 31 — velocidad (f)
- 32 — v. transónica
- 33 — v. subsónica
- 34 — v. supersónica
- 35 — número (m) de Mach
- 36 — datos (mpl) técnicos
- 37 — dimensiones (fpl)
- 38 — envergadura (f)
- 39 — largo (m)
- 40 — alto (m)
- 41 — superficie (f) alar, s. de sustentación, s. portante
- 42 — distancia (f) entre ruedas
- 43 — peso (m)
- 44 — p. vacío; p. propio
- 45 — p. total; p. en vuelo; p. (máximo) de despegue
- 46 — actuación (f), performance (f)
- 47 — velocidad (f) máxima (nivelada)
- 48 — v. mínima (de sustentación); v. de despegue, v. de stall
- 49 — v. de crucero
- 50 — (máxima) razón (f) de ascenso
- 51 — techo (m) (de servicio)
- 52 — alcance (m)
- 53 — distancia (f) de despegue
- 54 — d. de aterrizaje
- 55 — grupo (m) motopropulsor
- 56 — motor (m) de aviación, m. aeronáutico
- 57 — m. de combustión interna
- 58 — m. de pistón
- 59 — m. de reacción
- 60 — (motor) turboreactor (m)
- 61 — (motor de) turbhélice (m), turbopropulsor
- 62 — m. de turbina de combustión con hélice entubada
- 63 — hélice (f)
- 64 — potencia (f)
- 65 — tracción (f), fuerza (f) de t.

Terminy rumuńskie (I)

- 1 — aviatie (f)
- 2 — a. civila, flota aeriana c.
- 3 — a. militară
- 4 — aerostat (n)
- 5 — dirijabil (n)
- 6 — avion (n)
- 7 — planor (n)
- 8 — elicopter (n)
- 9 — parasuta (f)
- 10 — hidroavion (n)
- 11 — h. monococa, h. du coca
- 12 — avion amfibiu
- 13 — aerodinamica (f)
- 14 — atmosfera (f)
- 15 — curent (m); curgere (f)
- 16 — presiune (f)
- 17 — p. statica
- 18 — p. dinamica, p. cinetica
- 19 — p. totala
- 20 — subpresiune (f), depresiune (f)
- 21 — rezistentă (f) (aerodinamica)
- 22 — r. de frecare
- 23 — r. de forma
- 24 — r. profilului
- 25 — r. indusa
- 26 — r. de unda
- 27 — aripa (f)
- 28 — profil (n) (aerodinamic), p. de aripa
- 29 — unghi (n) de atac
- 30 — forta (f) portanta, f. de sustentatie; portanta aripii
- 31 — viteza (f)
- 32 — v. transsonica
- 33 — v. subsonica
- 34 — v. supersonica
- 35 — numarul (n) lui Mach
- 36 — date (fpl) tehnice
- 37 — dimensiuni (fpl)
- 38 — anvergura (f)
- 39 — lungime (f)
- 40 — inaltime (f)
- 41 — suprafata (f) portanta; aripa (f) p.
- 42 — ecartament (n)
- 43 — greutate (f)
- 44 — g. proprie
- 45 — g. totala; g. de decolare
- 46 — performante (fpl) de zbor
- 47 — viteza (f) maxima
- 48 — v. minima; v. de infundare
- 49 — v. reala orizontala
- 50 — v. ascensionala
- 51 — plafon (n)
- 52 — distanta (f) de zbor
- 53 — d. de decolare
- 54 — d. de aterizare
- 55 — grup (n) motopropulsor
- 56 — motor (n) de aviatie
- 57 — m. cu ardere interna
- 58 — m. du piston
- 59 — m. aeroreactiv
- 60 — m. turboreactor
- 61 — m. turbopropulsor
- 62 — m. turboventilator
- 63 — elice (f)
- 64 — putere (f)
- 65 — tractiune (f)

Terminy węgierskie (I)

- 1 — repülés, repülésügy
- 2 — polgári repülés
- 3 — hadi r., katonai repülőerő
- 4 — léggömb
- 5 — kormányozható léghajó, ceppelin
- 6 — repülőgép
- 7 — vitorlázó r.
- 8 — helikopter
- 9 — ejtőernyő
- 10 — vízirepülőgép
- 11 — repülőcsónak
- 12 — kételtű repülőgép
- 13 — aerodinamika
- 14 — atmoszféra
- 15 — átúszás
- 16 — nyomás
- 17 — statikai n.
- 18 — dinamikai n.
- 19 — teljes n.
- 20 — depresszió
- 21 — (aerodinamikai) ellenállás
- 22 — súrlódási e.
- 23 — alakai e.
- 24 — profilai e., profilos e.
- 25 — indukai e.
- 26 — hullámellenállás
- 27 — szárny (a repülőgép), szárnyfelület, repülőgép szárnya
- 28 — szelvény, profil
- 29 — állásszög, dőlési szög
- 30 — horderő
- 31 — sebesség
- 32 — hangkörüli s.
- 33 — hangalatti s.
- 34 — hangfeletti s.
- 35 — Mach- s.
- 36 — műszaki adatok
- 37 — fő méretei
- 38 — feszítettség, szárnyszelvényesség
- 39 — hossz
- 40 — magasság
- 41 — hordefelület, szárnyfelület
- 42 — kerékhoz
- 43 — súly; (tömeg)
- 44 — üresen s.
- 45 — összsúly; repülő súly; felszállási súly
- 46 — teljesítmények
- 47 — maximális sebesség
- 48 — minimális s.
- 49 — átrepülési s.
- 50 — emelkedés; függőleges s.
- 51 — (csúcs) magasság
- 52 — hatótávolság
- 53 — felszállási távkoz
- 54 — leszállási t.
- 55 — erőgép, hajtómű
- 56 — repülőgéphajtómű
- 57 — robbanómotor
- 58 — dugattyús hajtómű
- 59 — léglökéses h., l. motor
- 60 — turbólökéses h.
- 61 — turbólégcsavaros h.
- 62 — turbóventilátoros h.
- 63 — légcsavar
- 64 — teljesítmény
- 65 — vonóerő, hajtóerő

Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (V)

Załącznik 1

Do poprzednich części niniejszej publikacji odnoszą się następujące definicje:

a. Action Integral — całka przebiegu

Określenie całki przebiegu jest trudne do przedstawienia, ale stanowi ona krytyczny czynnik tworzenia uszkodzeń. Odnosi się do energii zgromadzonej lub pochłoniętej przez układ. Jednakże rzeczywista energia nie może być określona bez znajomości oporności układu. Np. chwilowa moc rozpraszana w oporniku jest wg prawa Ohma określona wzorem $i(t)^2R$ (i^2R , gdzie i jest funkcją czasu — przyp. tłum.) i jest wyrażona w watach. Do znalezienia całkowitej energii wyrażonej w watosiekundach (lub kWh) wartość ta musi być scałkowana względem czasu. Watosiekunda jest równa 1 J. Bez znajomości R nie można określić zgromadzonej energii. Określając całkę $i(t)^2$ względem czasu w danym przedziale czasu, określa się użyteczną wartość (energii) dla interesującej wartości oporności. W przypadku wyładowania wartość ta jest określana jako całka przebiegu i obliczana jako $i(t)^2dt$ w granicach czasu, w jakim przepływa prąd.

b. Attachment Point — punkt przyłożenia (uderzenia). Punkt styku wyładowania z powierzchnią samolotu.

c. Average Rate-of-Rise of Voltage — średnia prędkość wzrostu napięcia. Średnia prędkość wzrostu dV/dt przebiegu w kształcie fali jest określana jako pochylenie linii prostej, przeprowadzonej przez punkty, w których amplituda wynosi 30% i 90% wartości szczytowej.

d. Charge Transfer — przepływ ładunku. Przepływ ładunku jest określony jako całka chwilowej wartości prądu w całym przedziale czasowym jego przepływu $i(t)dt$.

e. Corona — korona. Świecące wyładowanie, które występuje jako rezultat różnicy potencjału elektrycznego pomiędzy samolotem i otaczającą atmosferą.

f. Decay Time of a Voltage Waveform — czas zaniku przebiegu napięcia w kształcie fali. Czas ten jest określony jako przedział czasu pomiędzy przecięciem rzędnej przez linię poprowadzoną przez punkty, w których napięcie wynosi 30 i 90% wartości szczytowej podczas narastania a momentem, w którym napięcie spadło do 50% wartości szczytowej.

g. Direct Effects — efekty bezpośrednie. Fizyczne efekty niszczące spowodowane przez bezpośredni kontakt wyładowania na samolocie lub jego wyposażeniu jak łuk, iskrzenie lub przebiecie pokrycia zbiornika.

h. Lightning Attachment — przyłożenie wyładowania. Kontakt głównego kanału wyładowania z samolotem.

i. Dwell Time — czas przylegania. Okres czasu, w którym kanał łuku wyładowania zostaje przyłożony do jednego punktu.

j. Indirect Effects — efekty pośrednie. Rezultaty elektromagnetycznego oddziaływania wyładowania, tak jak np. indukowane iskrzenie w obwodzie paliwomierzy.

k. Leader — wyładowanie liderowe. Wyładowanie to jest inicjowane przez wstępne wyładowania w chmurach. Wstępne przebiecie ustala drogę ładunku ujemnego wpływającego do ziemi w serii krótkich, świecących wyładowań.

l. Lightning Flash — wyładowanie. Całkowity przebieg zdarzenia wyładowania, w toku którego następuje przeniesienie ładunku z jednego punktu do innego. Może ono nastąpić w chmurze, pomiędzy chmurami albo pomiędzy chmurami i ziemią. Może składać się z jednego lub więcej uderzeń.

m. Lightning Strike — uderzenie. Każdy kontakt wyładowania z samolotem.

n. Lightning Stroke, Return Stroke — uderzenie, uderzenie powrotne. Uderzenie powrotne, które następuje po dościsłu wyładowania liderowego do ziemi lub innego ośrodka ładunków.

o. Streamering — wyładowanie pasmowe. Podobne do

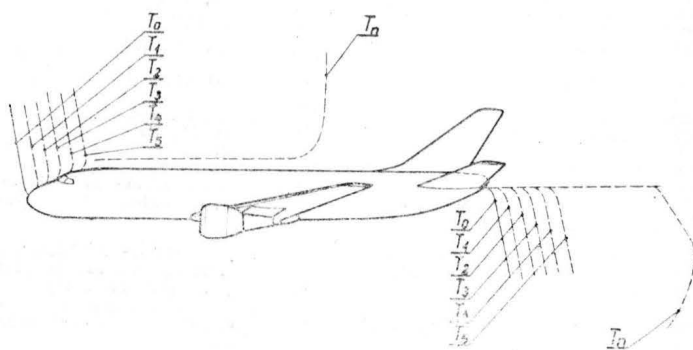
gałęzi kanały zjonizowane, które występują w czasie głównego uderzenia lub w czasie jego naciągania.

p. Swept-Stroke — wyładowania omiatające. Seria następujących po sobie punktów styku (wyładowania), spowodowana przesuwaniem się wyładowania wzdłuż powierzchni samolotu związanym z ruchem samolotu.

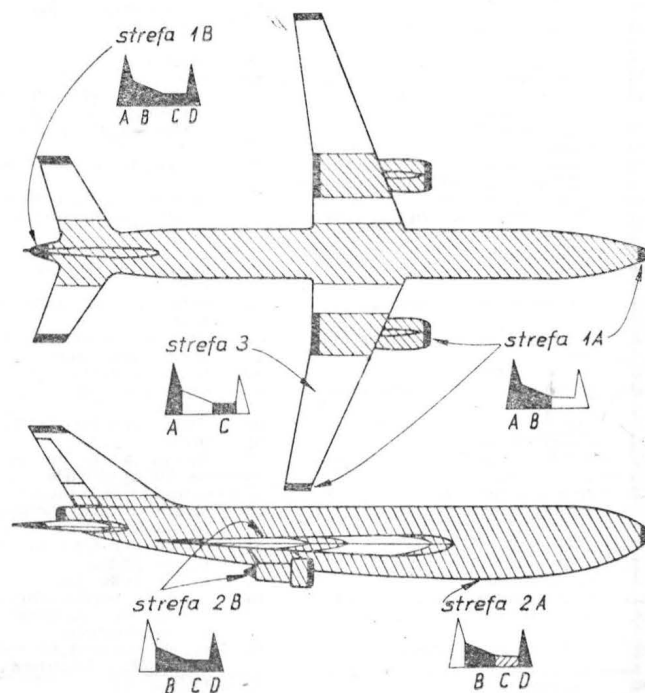
q. Time-to-Crest of a Voltage Waveform — czas narastania napięcia o przebiegu falowym. Czas ten jest zdefiniowany jako 1,67 raza większy od czasu upływającego pomiędzy momentami osiągnięcia 30% i 90% wartości szczytowej.

r. Time Duration of a Current Waveform — czas trwania fali przebiegu prądu. Czas trwania fali przebiegu prądu jest określony jako czas od rozpoczęcia przepływu prądu do chwili spadku amplitudy (albo amplitudy szczytowej dla sinusoidy tłumionej) do 5% wielkości szczytowej początkowej.

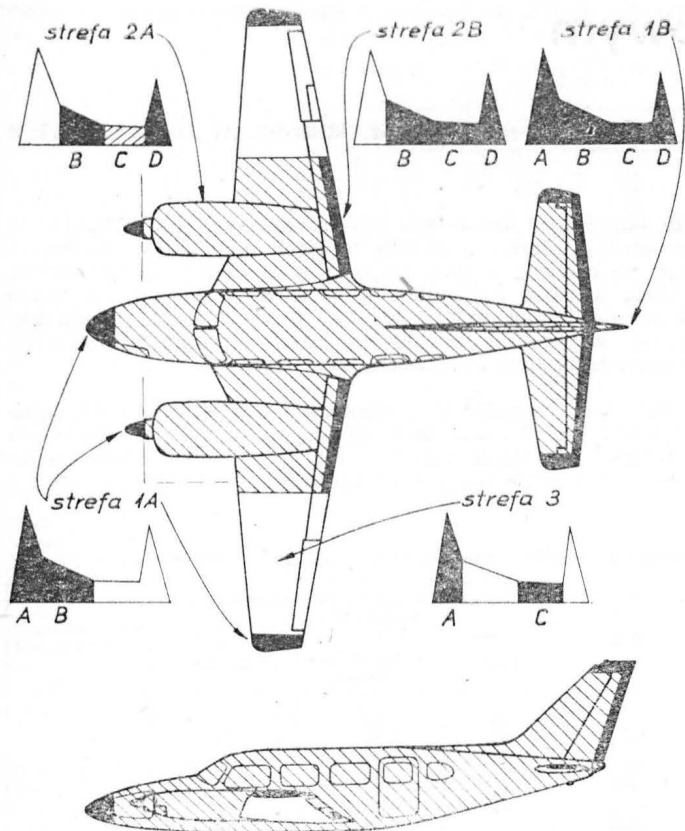
Załącznik 2



Rys. 1. Zjawiska wyładowań omiatających: T_0 — początkowy punkt uderzenia, T_{1-5} — kolejne punkty działania wyładowania, T_n — końcowy punkt działania wyładowania. Kolejne położenie kanału wyładowania pokazano w stosunku do poruszającego się samolotu

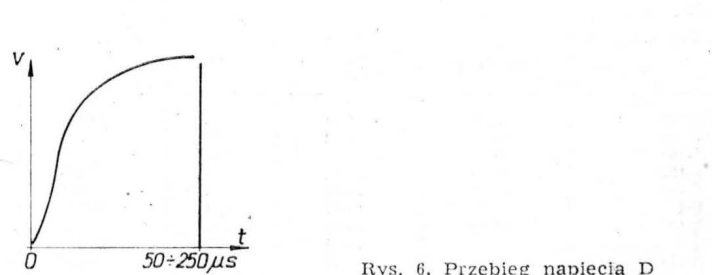
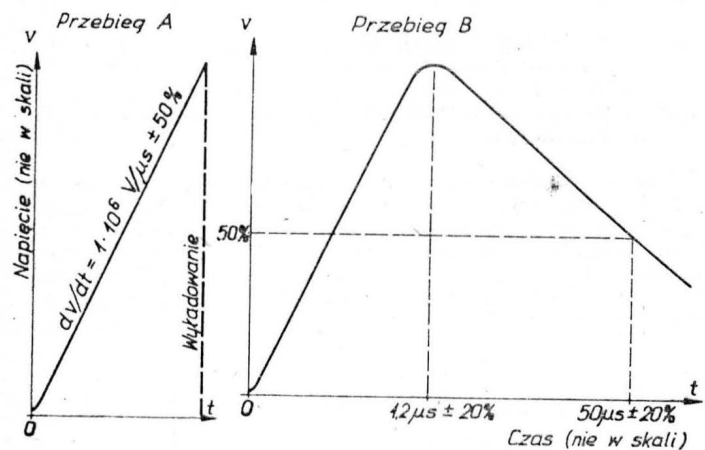
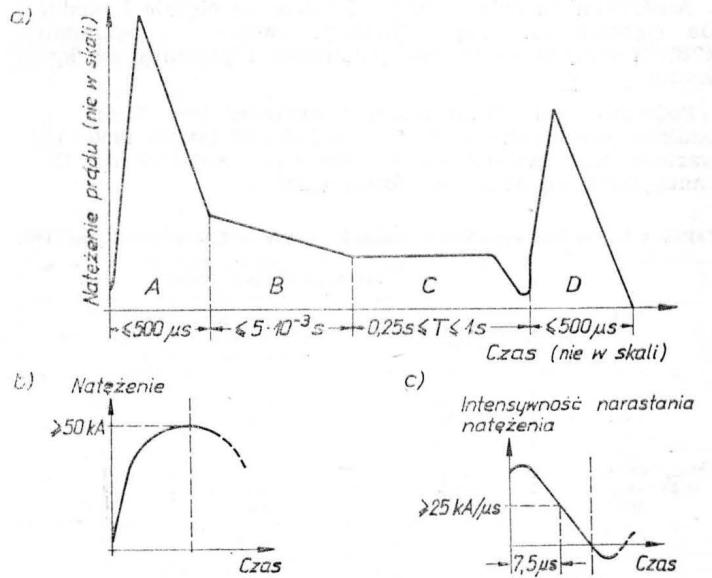


Rys. 2. Typowe strefy uderzenia wyładowania (p. 10c, TLiA nr 1/87)



Rys. 3. Typowe strefy uderzenia wyladowania (p. 10c, TLiA nr 1/87)

Rys. 4. Przebiegi natężenia prądu: a) składnik A (uderzenie początkowe): szczytowa amplituda ≈ 200 kA ($\pm 10\%$), całka przebiegu $2 \times 10^8 \text{ A}^2\text{s}$ ($\pm 20\%$), czas trwania $\leq 500 \mu\text{s}$; składnik B (prąd pośredni): maks. ładunek przepływający 10 C, średnie natężenie 2 kA ($\pm 10\%$); składnik C (prąd podtrzymujący): ładunek przepływający 200 C ($\pm 20\%$), natężenie 200-800 A; składnik D (ponowne uderzenie): szczytowa amplituda 100 kA ($\pm 10\%$), całka przebiegu $0,25 \times 10^8 \text{ A}^2\text{s}$ ($\pm 20\%$), czas trwania $\leq 500 \mu\text{s}$; b) przebieg E: szczytowa amplituda ≥ 50 kA, narastanie prądu w ciągu ≥ 25 kA/ μs ; c) określenie intensywności narastania prądu wymaganej dla przebiegu E. Uwaga: wykresy nie są w skali



Rys. 6. Przebieg napięcia D

Rys. 5. Przebiegi napięcia A i B. Uwaga: przebieg B odpowiada narastaniu do napięcia szczytowego w ciągu 1,2 μs ($20 \pm 1\%$). Czasy narastania i spadku (dla napięcia w obwodzie otwartym) dotyczą generatora napięcia do wyladowań i należy założyć, że nie są limitowane przez przebicie lub wyladowanie na obiekt poddawany próbom

Załącznik 3

TABLICA. Zastosowanie poszczególnych przebiegów napięcia do prób na wpływ wyladowań

Próba	Strefa	Napięcie			Składniki przebiegu natężenia prądu				
		A	B	D	A	B	C	D	E
Punkty przyłożenia wyladowania, próba na elementach w podziale 1:1	1A, 1B	X		X ¹⁾					
Bezpośrednie oddziaływanie na elementy struktury	1A 1B 2A 2B 3				X X X X X	X X ²⁾ X ²⁾ X ²⁾ X	X X ²⁾ X ²⁾ X	X X X X	
Bezpośrednie oddziaływanie na zapalenie się par palnych	1A 1B 2A 2B 3	X X X X X				X X ²⁾ X ²⁾ X	X X ²⁾ X ²⁾ X	X X X X	
Bezpośrednie oddziaływanie korony i wyladowań pasmowych			X						
Pośrednie efekty związane z powstawaniem iskier w strefach, w których są pary paliwa									X ³⁾

1) Przebieg napięcia D może być stosowany do znajdowania punktów o mniejszym prawdopodobieństwie uderzeń, 2) należy zastosować średni prąd 2 kA $\pm 10\%$ w czasie równym czasowi przyłożenia, do maksymalnej wielkości 5 ms. Jeżeli czas przyłożenia przekracza 5 ms, to przez resztę czasu należy przyłożyć prąd 400A. Czas przyłożenia powinien być określony uprzednio, na podstawie prób wyladowań omiatających, albo analitycznie. Jeżeli takie określenie nie zostało dokonane, to czas przyłożenia należy przyjąć równy 50 ms. 3) Efekty pośrednie powinny być także zmierzone dla składników prądu A,B,C lub D, jeżeli te składniki są tu właściwe

Wypadki w lotnictwie wojskowym

Dr inż. MIROSLAW OSTAPKOWICZ

Amerykanie dzielą wypadki lotnicze na ciężkie i nieduże. Do ciężkich zaliczają katastrofy, awarie*) i połamania, a do niedużych — drobne połamania i przymusowe lądowania.

Podstawowym wskaźnikiem wypadków jest liczba wypadków lotniczych na 100 tys. h lotu. W latach 1950÷1980 wartość tego wskaźnika w lotnictwie wojskowym USA zmniejszyła się dwunastokrotnie (tabl. 1).

TABLICA 1. Wskaźnik wypadków w lotnictwie wojskowym USA w latach 1950÷1980

Rok	Liczba na 100 tys. h lotu		
	ciężkich wypadków lotniczych	straconych lub zniszczonych samolotów	katastrof
1950	36	14,0	6,0
1955	18	7,8	4,0
1960	6	4,0	2,0
1965	5	4,0	1,6
1970	3	2,0	1,1
1975	3	2,3	1,2
1980	3	2,5	1,4
Σ/7	10,57	5,29	2,46

TABLICA 2. Wskaźnik wypadków dla niektórych typów samolotów bojowych w pierwszych 650 tys. h lotu

Typ samolotu	Liczba na 100 tys. h lotu			% katastrof
	ciężkich wypadków	straconych lub zniszczonych samolotów	katastrof	
F-100	68,60	41,23	13,23	19,28
F-104	30,15	24,62	8,92	29,59
F-102	26,77	14,92	4,46	16,66
F-105	24,46	20,62	6,00	24,53
F-101	23,38	13,54	5,23	22,37
F-4	18,31	10,31	5,54	30,25
F-106	14,46	10,00	4,46	30,85
A-7	14,61	14,01	3,84	26,31
F-111	9,69	7,23	2,31	23,80
Σ/9	25,60	17,42	6,00	24,85

TABLICA 3. Wypadki w lotnictwie wojskowym USA w latach 1970÷1973

Rok	Godziny lotu	Liczba wypadków lotniczych	Ciężkie wypadki lotnicze		Stracone lub zniszczone samoloty		Katastrofy	
			liczba	wskaźnik wypadków	liczba	wskaźnik wypadków	liczba	wskaźnik wypadków
1970	6 597 248	258	200	3,03	167	2,5	75	1,1
1971	5 754 376	187	141	2,45	112	1,9	48	0,8
1972	5 356 984	214	163	3,04	137	2,6	65	1,2
1973	4 307 058	144	101	2,34	86	2,0	36	0,8
Σ/4	5 503 916	200	151	2,71	125	2,25	56	0,975

TABLICA 4. Wskaźnik wypadków w lotnictwie wojskowym niektórych krajów zachodnich

Państwo	Lata										
	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980
USA	3,0	2,4	3,0	2,3	—	3,0	3,4	—	2,7	4,9	3,0
W. Brytania	—	—	—	13,0	7,6	—	6,4	3,6	5,3	5,5	5,1
Francja	—	—	3,2	—	4,2	—	—	—	—	—	—
RFN	—	12,2	6,9	—	—	4,6	—	—	—	—	—
Szwecja	—	—	—	—	13,4	—	—	—	—	—	—
Holandia	—	—	—	16,8	—	26,8	—	—	—	—	—
Kanada	—	—	6,2	—	10,1	—	—	—	—	—	—

W ciągu tych trzydziestu lat na 100 tys. h lotu przypadało średnio w roku 10,57 wypadków lotniczych, z tego

*) Do awarii zaliczają stracenie lub zniszczenie samolotu.

5,29 samolotów straconych lub zniszczonych i 2,46 katastrof. Te ostatnie stanowią 23,27% ciężkich wypadków lotniczych, czyli co czwarty z tych wypadków skończył się katastrofą.

Dużą wartość wskaźnika wypadków w pierwszych latach eksploatacji oraz podaną wartość procentowego udziału katastrof w ogólnej liczbie ciężkich wypadków lotniczych potwierdzają badania kanadyjskie (tabl. 2).

Wskaźnik wypadków w lotnictwie wojskowym USA ustabilizował się w ostatnich dziesięciu latach na poziomie 3 wypadków lotniczych na 100 tys. h lotu. Wynika to z tabl. 1 i potwierdzają to także dane zawarte w tabl. 3 i 4.

TABLICA 5. Wypadki w lotnictwie wojskowym USA w latach 1950÷1980

Rok	Wskaźnik wypadków na poszczególnych etapach lotu, %			Lot szkolno-treningowy
	start	wykonywanie zadania	lądowanie	
1950	20	40	33	7
1955	19	38	36	7
1960	18	33	42	7
1965	14	43	33	10
1970	15	41	33	11
1975	10	52	27	11
1980	10	60	17	13
Σ/7	15,14	43,86	31,57	9,43%

W poszczególnych krajach zachodnich wartość tego wskaźnika jest różna (tabl. 4). Jest ona najmniejsza w USA i we Francji, a największa w Holandii i w Szwecji. Ze względu na niekompletność danych, wniosek ten może być jedynie orientacyjny.

Wszystkie podane dotychczas wskaźniki wypadków w lotnictwie wojskowym były wskaźnikami ogólnymi, bez podziału lotnictwa na rodzaje. Przy uwzględnieniu tego podziału wartości wskaźnika wypadków byłyby bardzo zróżnicowane. I tak np. w lotnictwie wojskowym USA wskaźnik wypadków w 1976 r. wynosił 3,4 ciężkich wypadków lotniczych na 100 tys. h lotu. Złożyły się na to następu-

jące wskaźniki wypadków samolotów: wojskowo-transportowych 0,8, strategicznych 1,0, szkolno-treningowych 1,3, rezerwowych 2,3, stacjonujących w Europie 2,9, gwardii narodowej 3,3, obrony powietrzno-kosmicznej 4,1, stacjo-

TABLICA 6. Przyczyny wypadków w lotnictwie wojskowym USA w latach 1971÷1973

Rok	Liczba wypadków lotniczych	Z winy techniki		W następstwie błędów ludzkich	
		liczba	%	liczba	%
1971	187	85	45	102	55
1972	214	67	31	147	69
1973	144	64	44	80	56
Σ/3	181	72	40	109	60

TABLICA 7. Przyczyny wypadków w lotnictwie wojskowym W. Brytanii w 1980 r.

Samolot	Liczba ciężkich wypadków lotniczych	Liczba ciężkich wypadków lotniczych z winy		
		techniki	błędów ludzkich	
			personelu lotniczego	innego personelu
Phantom	4	1	2	1
Harrier	2	1	—	1
Sea Harrier	1	—	1	—
Jaguar	3	1	2	—
Buccaneer	1	1	—	—
Canberra	1	—	1	—
Nimrod	1	—	—	1
Hunter	3	1	1	1
Σ/8	16 (100%)	31,25%	43,75%	25,00%

nujących w strefie Alaski 6,4, stacjonujących w strefie Oceanu Spokojnego 6,8, taktycznych 7,1 i doświadczalnych 15,8.

Na poszczególnych etapach lotu najczęściej wypadków w lotnictwie wojskowym USA zdarzyło się podczas wykonywania zadania i w czasie lądowania (tabl. 5). Z tabl. 5 wynika, że wypadki przy wykonywaniu zadania mają tendencję zwyżkową, a w czasie lądowania — spadkową.

Ukazał się nr 104÷105 (1÷2, 1986) **Prac Instytutu Lotnictwa**, poświęcony w całości zagadnieniom symulacji pragmatycznej. Z wprowadzenia (J. M. Morawski) dowiadujemy się, że jest to oryginalna metoda budowy modeli, przydatna wszędzie tam, gdzie dochodzi do bezpośredniego kontaktu między modelem a jego odbiorcą-użytkownikiem, w szczególności w treningowych symulatorach lotu.

Obecność człowieka-pilota we wspólnym układzie z symulowanym obiektem-samolotem zmusza do realizacji procedur symulacyjnych w tzw. czasie rzeczywistym. Przy dużej złożoności równań ruchu prowadzi to niejednokrotnie do granic możliwości operacyjnych komputera.

Antropocentryczne spojrzenie na symulację dostarcza nowych możliwości upraszczania modeli: mogą być z nich usunięte (bez zmiany wierności symulacji) wszystkie efekty nie percepowane przez pilota w procesie lotu.

Podstawą nowej metody jest więc dokładna znajomość charakterystyk percepcyjnych człowieka oraz istnienie w świadomości subiekta tzw. modelu wewnętrznego — hipotetycznej struktury, będącej odbiciem świata rzeczywistego.

Określenie „pragmatyczna” zostało za-

czepnięte z językoznawstwa, a ściślej mówiąc z jego gałęzi — semiotyki — przedmiotem badań której jest forma i treść znaku. Spośród trzech poziomów uogólnienia znaku: syntaktyki, semantyki i pragmatyki, ten ostatni obejmuje interpretację i zrozumienie znaku przez jego adresata. Innymi słowy symulację traktuje się jako język, zaś model — jako znak. Zrozumienie i wykorzystanie znaku, zgodnie z intencją nadawcy, nie wymaga sięgania do kategorii syntaktycznych i semantycznych. Pilot bowiem nie musi legitymować się znajomością równań różniczkowych, czy też zasad programowania komputera, aby wykonać typowe zadania lotne.

Jak wynika ze wstępnych oszacowań, nowa metoda pozwoli na istotne (35÷40%) oszczędności w wymaganej pojemności operacyjnej komputera, a co za tym idzie, na zbliżone w mierze oszczędności w czasie dokonywania obliczeń.

Na treść zeszytu składają się następujące prace:

— doc. dr hab. inż. Janusz M. Morawski: „Symulacja pragmatyczna i jej zastosowanie w treningowych symulatorach lotu” (s. 11÷28),

— doc. dr hab. inż. Janusz M. Moraw-

ski, mgr inż. Longina Kręzlewicz: „Technika symulacji pragmatycznej” (s. 29÷40),
— mgr inż. Janusz Januszewski: „Porównanie analitycznych i pragmatycznych metod redukcji modelu na przykładzie dynamiki ruchu bocznego samolotu” (s. 41÷76),
— mgr inż. Jerzy Graffstein: „Zoptymalizowany sposób wyliczania współczynników uproszczonego modelu dynamiki samolotu w ruchu bocznym” (s. 77÷92),
— mgr inż. Mariusz Krawczyk: „Kompleksowy system odwzorowań wrażeń ruchu w kabine symulatora lotu” (s. 93÷120),
— doc. dr hab. inż. Janusz M. Morawski: „Rytmy lokomocyjne. Geneza i niektóre możliwości praktycznego wykorzystania” (s. 121÷135),
— „Sposób cyfrowej symulacji lotu w czasie rzeczywistym”. Opis wynalazku zarejestrowanego w Urzędzie Patentowym PRL w dn. 29 maja 1984 r. pod nrem P.247898 (oprac. mgr inż. J. Sobierański (s. 136÷139).

TABLICA 8. Podział procentowy błędów personelu latającego w lotnictwie wojskowym USA w latach 1962÷1976

Etapy lotu	Wskaźnik wypadków lotniczych z winy personelu latającego, %
Błędy podczas startu	3,90
Utrata orientacji przestrzennej	4,20
Zderzenie w powietrzu	4,65
Zderzenie z ziemią na trasie lotu	11,20
Błędy podczas wykonywania zadania na poligonie	13,15
Błędy podczas lądowania	10,25
Σ	47,35

LITERATURA

1. P. G. ŁOJFIERMOW: Awaryjność w wojennej awiacji niektórych kapitalistycznych stron. *Problemy bezpieczeństwa lotów*, 11, 1976
2. W. A. GRIGORIEW: Urowień awaryjności w WWS SSZA. *Problemy bezpieczeństwa lotów*, 2, 1982
3. A. A. GIURAZJAN: Analiz awaryjności w WWS SZA za 1950÷1979. *Problemy bezpieczeństwa lotów*, 11, 1981
4. NFA Program a New Fighter Aircraft for Canada Wings Magazine, 1978
5. W. OGNIW: Awaryjność w WWS SSZA. *Zarubieżnoje wojennoje obozrieniye*, 9, 1980
6. W. ARMIEMOW: Awaryjność w wojennej awiacji Wielkobrajtanii. *Zarubieżnoje wojennoje obozrieniye*, 2, 1982
7. W. WŁADIMIROW: Awaryjność w WWS SSZA. *Zarubieżnoje wojennoje obozrieniye*, 7, 1979



ski, mgr inż. Longina Kręzlewicz: „Technika symulacji pragmatycznej” (s. 29÷40),

— mgr inż. Janusz Januszewski: „Porównanie analitycznych i pragmatycznych metod redukcji modelu na przykładzie dynamiki ruchu bocznego samolotu” (s. 41÷76),

— mgr inż. Jerzy Graffstein: „Zoptymalizowany sposób wyliczania współczynników uproszczonego modelu dynamiki samolotu w ruchu bocznym” (s. 77÷92),

— mgr inż. Mariusz Krawczyk: „Kompleksowy system odwzorowań wrażeń ruchu w kabine symulatora lotu” (s. 93÷120),

— doc. dr hab. inż. Janusz M. Morawski: „Rytmy lokomocyjne. Geneza i niektóre możliwości praktycznego wykorzystania” (s. 121÷135),

— „Sposób cyfrowej symulacji lotu w czasie rzeczywistym”. Opis wynalazku zarejestrowanego w Urzędzie Patentowym PRL w dn. 29 maja 1984 r. pod nrem P.247898 (oprac. mgr inż. J. Sobierański (s. 136÷139).

Cena zeszytu 360 zł. Zamówienia prosimy kierować pod adresem: Instytut Lotnictwa, Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej i Ekonomicznej, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa.

J.M.

Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (I)

PIOTR BUTOWSKI

Lim-5M

Lata pięćdziesiąte to okres uzbrojenia polskiego lotnictwa wojskowego w samoloty odrzutowe. Po pierwszych samolotach myśliwskich Jak-17 i Jak-23, wprowadzono znacznie od nich doskonalsze MiG-15. Wobec dużego napięcia stosunków międzynarodowych (wojna koreańska) podjęto decyzję rozpoczęcia w Polsce licencyjnej produkcji samolotu myśliwskiego MiG-15 (Lim-1), a następnie MiG-15bis (Lim-2) (w niektórych starszych publikacjach oraz instrukcjach i opisach technicznych jest spotykana pisownia LiM, jednakże w nowszych źródłach, a także we wszelkich aktualnych dokumentach fabrycznych i wojskowych pisze się Lim).

W 1950 r. w ZSRR przeprowadzono dalszą modyfikację samolotu MiG-15bis, nadając jego skrzydłom skos 45° — powstał w ten sposób MiG-17. W 1953 r. w Związku Radzieckim rozpoczęła się produkcja seryjna samolotu MiG-17F napędzanego nowym silnikiem WK-1F z dopalaczem. W 1955 r. dokumentację do uruchomienia produkcji seryjnej MiG-17F dostarczono do Polski. Linię produkcyjną w WSK-Mielec oprzyrządowano do wytwarzania samolotu Lim-5, jak nazwano licencyjną kopię MiG-17F (oznaczenie fabryczne samolotu brzmiało 1C, używano też kryptonimu „produkt CF” pochodzącego od radzieckiego oznaczenia fabrycznego SF). Jednocześnie w WSK-Rzeszów podjęto produkcję silników Lis-5 (WK-1F).

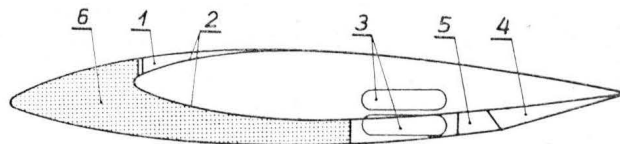
Pierwszy seryjny egzemplarz Lim-5 z numerem fabrycznym 1C 00-01 opuścił zakład 28 listopada 1956 r. — 5 dni po ostatnim Lim-2 (później egzemplarz 1C-00-01 był samolotem dowódcy Wojsk Lotniczych gen. J. Freya-Bieleckiego, a dziś znajduje się w WOSL w Dęblinie i służy jako pomoc naukowa). W końcu 1956 r. wyprodukowano 4 egz. Lim-5, a w 1957 r. już 222. Od 8 lutego do 19 kwietnia 1957 r. próby przechodził pierwszy egzemplarz drugiej serii produkcyjnej 1C 02-01. Oblatywaczami byli: Z. Stręk, Z. Korab i M. Skowroński, a inżynierem prowadzącym próby — T. Kuc. Samolot 1C 02-01 był następnie wzorcem do produkcji w Polsce. Egzemplarz ten nie miał jeszcze radiodalmierza SRD-1M (z powodu opóźnienia dostawy z importu), był również o 130 kg cięższy od wzorca radzieckie-

go — przypuszczalnie dlatego, że dane radzieckie dotyczyły samolotu wczesnej serii produkcyjnej, bez zmian wprowadzonych później i uwzględnionych już w Lim-5. W sprawozdaniu z prób samolotu 1C 02-01 stwierdzono, że „badany samolot posiada prawidłowe własności pilotażowe i eksploatacyjne”. Osiągi licencyjnego 1C 02-01 były bliskie osiągom radzieckiego pierwowzoru. W późniejszym okresie na egzemplarzu 1C 02-01 zabudowano podkadłubowy pojemnik z lotniczym aparatem fotograficznym, przekształcając go w samolot Lim-5R.

W ciągu 3 lat wykonano 19 serii produkcyjnych samolotu Lim-5 wprowadzając w nich poprawki i ulepszenia. Np. samolot 1C 07-07, przedstawiony do prób we wrześniu 1957 r., miał blokadę dopalacza, dzięki której dopalacz mógł pracować nie tylko przy maksymalnych obrotach sprężarki silnika. Jest to rozwiązanie przydatne podczas lotu w szyku z dopalaczem, gdyż można wówczas regulować ciąg obrotami. Na egzemplarzu 1C 16-13 przechodzącym próby w locie od września 1959 r. zamontowano urządzenie odpowiadające SR0-2 (w poprzednich seriach było SR0-1). Ostatnim z 477 zbudowanych samolotów Lim-5 był egzemplarz 1C 19-14 pokazany 30 czerwca 1960 r.

Samoloty Lim-5 prezentowano publicznie podczas wielu parad powietrznych w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Były one podstawowym sprzętem myśliwskim ludowego lotnictwa polskiego do połowy lat sześćdziesiątych, gdy zastąpiły je MiG-21.

Bezpośrednią modyfikacją Lim-5 był Lim-5R powstały w końcu lat pięćdziesiątych przez zamontowanie lotniczego

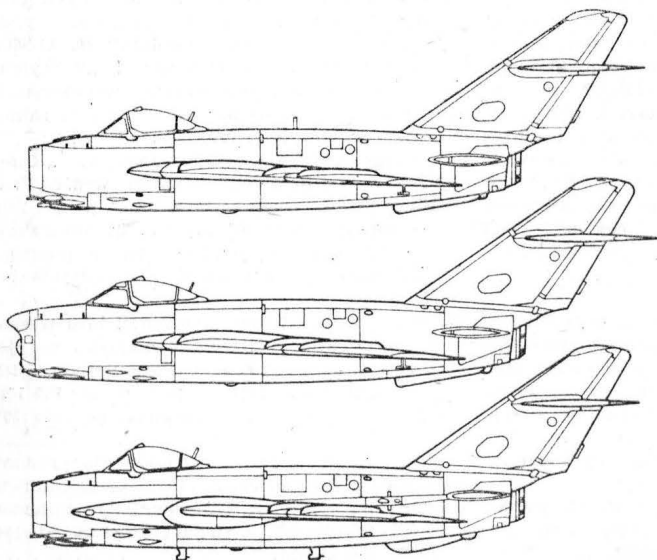


Rys. 2. Przekrój przykadłubowej części skrzydła samolotu Lim-5M (wzdłuż pierwszego żebra): 1 — owiewka wypełniająca, 2 — kontur skrzydła samolotu Lim-5, 3 — zdwojone koła podwozia głównego, 4 — kłapa, 5 — owiewka środkowa, 6 — owiewkozbiornik

aparatu fotograficznego AFA-39 w fotopojemniku pod centralną częścią kadłuba.

Po zastosowaniu na samolocie MiG-17F stacji radiolokacyjnej Izumrud (początkowo w wersji RP-1, a następnie RP-5), powstał produkowany seryjnie myśliwiec przechwytyjący MiG-17PF. Radiolokator zapewniał wykrycie celu powietrznego znajdującego się w odległości do 12 km oraz celowanie z trzech działek NR-23 na odległość do 2 km. Do Polski sprowadzono samoloty MiG-17PF należące do wczesnych serii produkcyjnych i mające stację radiolokacyjną Izumrud-1 (RP-1). 18 stycznia 1959 r. WSK-Mielec opuścił pierwszy licencyjny Lim-5P będący kopią MiG-17PF późnej serii produkcyjnej, już ze stacją Izumrud-5 (RP-5). Samolot Lim-5P nosił oznaczenie fabryczne 1D, w WSK-Mielec używano dla niego także kryptonimu „produkt PF”. Wykonano 6 serii produkcyjnych Lim-5P (129 egz.), a budowę ostatniego egzemplarza (1D 06-41) zakończono 29 grudnia 1960 r.

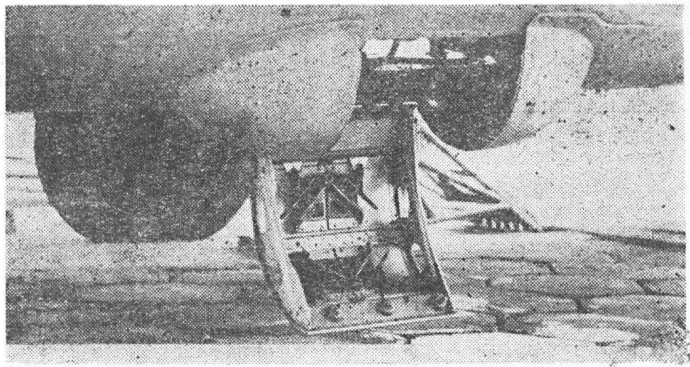
Druga połowa lat pięćdziesiątych to na całym świecie okres poszukiwań nowych rozwiązań w dziedzinie niezależnienia samolotów od lotnisk. Nowoczesne samoloty wojskowe wymagały coraz solidniejszych i dłuższych pasów startowych, a to powodowało wzrost kosztów. Uzależnienie samolotu od lotniska jest niekorzystne także ze względów taktycznych — pas startowy jest dużym i łatwym do zniszczenia celem. Dwa podstawowe sposoby rozwiązania tego problemu w konstrukcji samolotu — użycie przyspieszaczy startowych w celu skrócenia rozbiegu i spadochronu



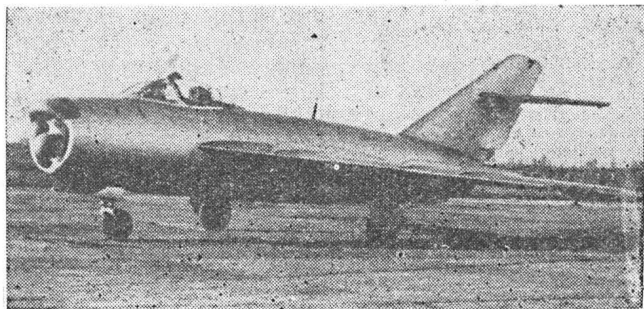
Rys. 1. Podstawowe polskie seryjne wersje samolotu MiG-17; od góry: Lim-5, Lim5P, Lim-5M

hamującego w celu skrócenia dobiegu — były stosowane na samolotach doświadczalnych już od co najmniej 10 lat, ale w końcu lat pięćdziesiątych wprowadzono je także do wyposażenia samolotów seryjnych. Można też powiedzieć, że zapanowała wówczas światowa moda na te urządzenia.

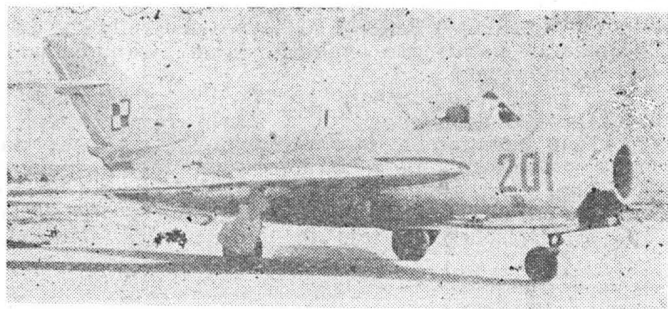
W Polsce postanowiono zmodyfikować samolot CF (Lim-5). W 1958 r. pod kierunkiem inż. F. Borodzika w WSK-Mielec powstał projekt samolotu CM w wersji CM-I (kryptonimem CM oznaczono całość prac nad polską modyfikacją Lim-5). Samolot CM-I różnił się od Lim-5 zamontowaniem po bokach tylnej części kadłuba rakiet startowych SR o ciągu po 981 daN (1000 kG) oraz pojemnika ze spadochronem hamującym SH-19 pod tylną częścią kadłuba, w miejscu gdzie na Lim-5 znajdował się grzebień aerodynamiczny. Spadochron SH-19 (TP-19) był stosowany we wprowadzonym do uzbrojenia w Polsce w 1958 r. samolocie MiG-19. Masa startowa samolotu CM-I wynosiła 5697 kg w wersji myśliwskiej i 5762 kg w wersji szturmowej, prędkość maks. 1080 km/h, a pułap 14 100 m. Niemal jednocześnie powstał projekt CM-II, w którym do polepszenia właściwości samolotu na lotniskach gruntowych i trawiastych dodatkowo zastosowano zwojone główne koła podwozia. Samolot CM-II przeznaczono przede wszystkim do wykonywania zadań bezpośredniego wsparcia wojsk lądowych, dlatego też powiększono w nim instalację paliwową o dodatkowe stałe zbiorniki paliwa włączone integralnie w konstrukcję samolotu. Zrobiono tak, gdyż właściwości samolotu Lim-5 przy atakowaniu celów naziemnych (w pierwszym przybliżeniu można je określić jako iloczyn udźwigu uzbrojenia i zasięgu) oceniono jako niewystarczające. Jeśli na zamkach podskrzydłowych podwiesić bomby, to pozostanie tylko paliwo w zbiornikach wewnętrznych i taktyczny promień działania okaże się niewielki, jeśli zaś użyć dodatkowe zbiorniki paliwa — to uzbrojenie ograniczy się tylko do działek. W samolocie CM-II pod skrzydłami, w ich nasadzie, założono



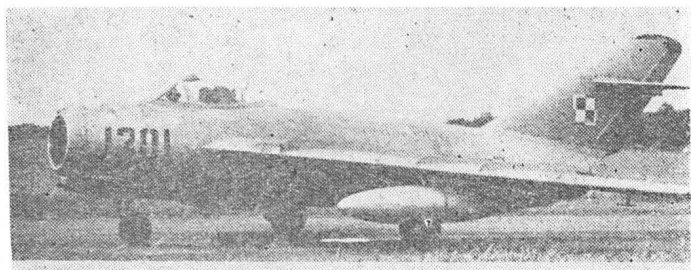
Rys. 6. Otwarty pojemnik na aparat fotograficzny AFA-39 pod kadłubem. Fot. P. Butowski



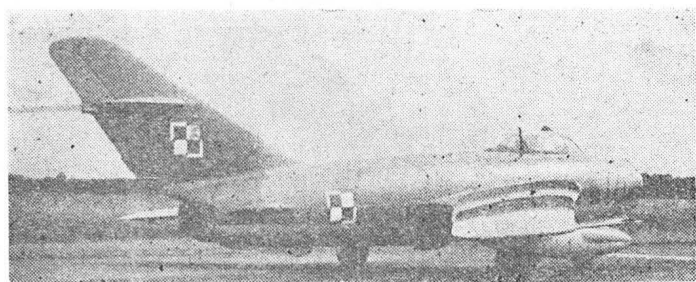
Rys. 7. Pierwszy egzemplarz samolotu Lim-5P wyprodukowany w Polsce



Rys. 3. Samolot Lim-5 (IC 02-01) w czasie prób fabrycznych



Rys. 4. Samolot Lim-5 (IC 13-01). Zauważalny brak radiodalmierza i anteny radiokompasu. Fot. P. Butowski



Rys. 5. Samolot Lim-5R (IC 17-13) w barwnym malowaniu. Fot. P. Butowski

dwa metalowe owiewkozbiorniki stanowiące jednocześnie zbiorniki paliwa oraz owiewki dodatkowych kół podwozia głównego. Te zasadnicze zmiany w stosunku do Lim-5 (w tym etapie prac samolot CM-II nazywano już Lim-5M) spo-

wodowały dalsze drobne przeróbki, m.in. w miejscu zamontowania rakiet startowych i spadochronu hamującego wzmocniono konstrukcję płatowca, anteny radiowysokościomierza RW-2 zostały przeniesione spod skrzydeł pod kadłub. Odpowiednie zmiany nastąpiły w instalacjach: pneumatycznej i elektrycznej oraz w wyposażeniu kabiny pilota.

Do wypróbowania nowej koncepcji przeznaczono egzemplarz IC 10-30 samolotu Lim-5. Wprowadzono w nim wszystkie przeróbki i przekazano do prób w locie. 2 lipca 1959 r. rozpoczęły się badania prototypu CM-10-30 na lotnisku polowym Pomorskiego Okręgu Wojskowego. Ich celem było sprawdzenie wytrzymałości podwozia, sprawdzenie spadochronu hamującego oraz określenie długości startu i lądowania. W sprawozdaniu z prób stwierdzono, że pod względem wytrzymałościowym „podwozie zdało egzamin i może być dopuszczone do lotów na samolotach typu CM”, zaś „zastosowanie podwójnych kół pozwala na całkowitą rezygnację z eksploatacji samolotów tego typu na lotniskach betonowych, asfaltowych itp.”. Podkreślono, że w przypadku pęknięcia opony zaletą jest zdwojone podwozie. Przez zastosowanie spadochronu hamującego uzyskano średnie skrócenie dobiegu o ok. 250 m. W czasie lądowania zdarzały się jednak uszkodzenia pojemnika ze spadochronem z powodu uderzenia nim o ziemię, postulowano także usprawnienie zamknięcia pojemnika. Próby CM 10-30 na lotnisku polowym prowadził inż. S. Kruk.

W końcu 1960 r. na prototypie CM 10-30 przeprowadzono próby specjalne wytrzymałości podwozia przedniego przy zwiększonej po modyfikacji masie startowej (6890 kg) i masie do lądowania (5800 kg).

Dalsze prace nad samolotem CM przebiegały dwutorowo. Z jednej strony dopracowywano jego konstrukcję w celu szybkiego rozpoczęcia produkcji seryjnej samolotu Lim-5M, z drugiej zaś nadal poszukiwano rozwiązań konstrukcyjnych polepszających jego charakterystyki.

30 listopada 1960 r. halę montażową WSK-Mielec opuścił pierwszy egz. seryjnego Lim-5M oznaczony numerem fabrycznym 1F 01-01 (dziś samolot ten, przebudowany na Lim-6bis, nadal lata w jednej z jednostek Wojsk Lotniczych). Produkcja trwała do 10 maja 1961 r. i zakończyła się po zbudowaniu 60 egz. w trzech seriach produkcyjnych (ostatnim egzemplarzem był 1F 03-30). W jej toku wprowadzono zmiany, np. pierwsze egzemplarze nie miały jeszcze osłon na antenach radiowysokościomierza. Wg instrukcji eksploatacji samolotu seryjnego, rozbieg samolotu Lim-5M przy pracy silnika z dopalaczem wynosił 710÷770 m (zależnie od rodzaju nawierzchni), zaś przy użyciu rakiet startowych skracał się do 350÷370 m. Dobieg wynosił 1140 m, a przy użyciu spadochronu hamującego — 670 m. Samoloty Lim-5M zostały wprowadzone do uzbrojenia jednostek Wojsk Lotniczych i lotnictwa Marynarki Wojennej. Wśród

TABLICA 1. Dane techniczne samolotów MiG-17 oraz Lim-5 i jego modyfikacji

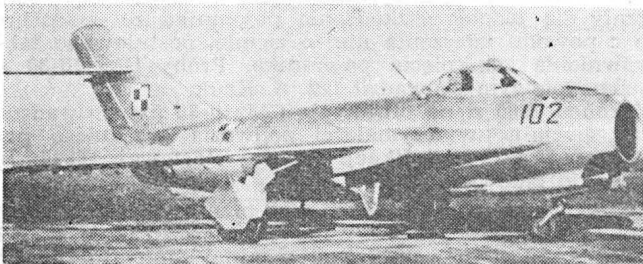
	MiG-17F	Lim-5 ¹⁾ 1C 02-01	MiG-17PF	CM-1 ²⁾	Lim-5M ³⁾
Rozpiętość, m	9,628	9,628	9,628	9,628	9,628
Długość, m	11,36	11,36	11,68	11,36	11,36
Wysokość, m	3,80	3,80	3,80	3,80	3,80
Powierzchnia nośna, m ²	22,60	22,60	22,60	22,60	...
Masa własna, kg	3 950	4 114	4 234	4 326	4 455
Pilot, kg	97	97	97	97	100
Paliwo w zb. wewn., kg	1 178	1 145	1 160	1 145	1 555
Olej, kg	6	6	6	6	6
Amunicja, kg	123	123	123	123	123
Masa całk. norm., kg	5 354	5 483	5 620	5 697	6 241
Rakiety startowe, kg	—	—	—	—	260
Dodatkowe zbiorniki z paliwem, kg	732	721	732	—	—
Masa całkowita maks., kg	6 286	6 206	6 552	—	6 501
Pojemność zbiornika wewn., l	1 415	1 377	1 395	1 377	1 890
Prędkość bez dop./z dop.:					
— na wys. 1 km, km/h		1045/...			
— na wys. 3 km, km/h	.../1145	1055/1154	.../1123		.../1108
— na wys. 5 km, km/h	.../1130	1060/1138			.../1097
— na wys. 11 km, km/h		1015/1061	.../1060		
Wznoszenie bez dop./z dop.:					
— na wys. 0 m, m/s		35/...			
— na wys. 3 km, m/s		29,2/76			
— na wys. 5 km, m/s		25,3/65,2			
Pułap bez dop., m	15 100	14 700	14 450		13 250
Pułap z dop., m	16 470	16 600	16 300		15 200
Czas wznoszenia na 5 km, min	2,1	2,63	2,5		3,62
Czas wznoszenia na 10 km, min	3,7	4,29	4,5		6,93
Zasięg bez zbiorn. dod. (7% rezerwa):					
— na wys. 5 km, km		659			
— na wys. 10 km, km		957			
— na wys. 12 km, km	1 080	1 085	1 100		
Zasięg ze zbiorn. dod., km	1 670		1 730		

Zróżła: 1) Próby państwowe samolotu 1C 02-01 (8.02.1957 ÷ 19.04.1957); 2) zestawienie danych samolotu CM, wersja I, Mielec 1958, 3) Instrukcja użytkowania samolotu Lim-5M. Wyd. I, Mielec, 1961

Uwaga: w wariantach rozpoznawczych (R) dodatkowo fotopojemnik podkadłubowy 20 kg i fotoaparatus AFA-39 7,5 kg



Rys. 8. Przód kadłuba samolotu Lim-5P (1D 06-09) z podwieszonym łuskozbieraczem. Fot. W. Hołyś



Rys. 9. Samolot Lim-5M (1F 01-02) — widoczny owiewkozbiornik

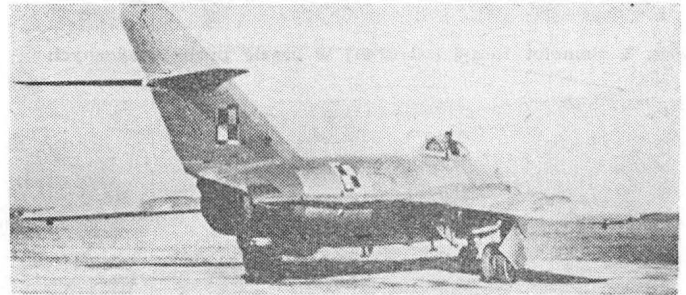
pilotów rozpowszechniły się określenia owiewkozbiornika: „szalik” lub „kołnierzyk”.

W tym samym czasie powstawały różne modyfikacje samolotu Lim-5M. W czerwcu 1960 r. opracowano projekt samolotu rozpoznawczego CMR (Lim-5MR) różniącego się od Lim-5M zamontowaniem na końcach skrzydeł pojemników z aparatami fotograficznymi AFA-39, AFA-BA/40R, AFA-BAF/21S i AFPN-21 oraz wyposażeniem pomocniczym w różnych zestawieniach. Rozpiętość samolotu CMR wzrastała przez to do 10,58 m. Projekt ten nie był realizowany. Wśród nie zrealizowanych projektów pozostała też koncepcja samolotu Lim-5M z usterzeniem płytowym, polepszającym sterowność samolotu.

Pomysłem zrealizowanym w 1960 r. na doświadczalnym egz. Lim-5M oznaczonym CM 16-01 (pierwotnie był to

Lim-5 nr fabryczny 1C 16-01) było zastosowanie reguły pół przez pogrubienie kadłuba w jego tylnej części. Próby w locie nie wykazały zalet takiego układu w porównaniu z dotychczasowym.

Jeszcze przed rozpoczęciem produkcji seryjnej Lim-5M powstał projekt tego samolotu z innym rozmieszczeniem spadochronu hamującego: nad dyszą silnika, u nasady statecznika pionowego. Były dwa powody takiej zmiany: stwierdzone podczas prób przypadki uszkodzenia o ziemię pojemnika na spadochron oraz większa skuteczność spadochronu umieszczonego wyżej. Aby jeszcze bardziej związk-



Rys. 10. Samolot Lim-5M (1F 01-02) — widoczny pojemnik na spadochron hamujący



Rys. 11. Samolot Lim-5M (1F 02-19), 1962 r. Fot. WAF

TABLICA 2. Wyniki prób samolotu CM 16-01 ze zdwojonym podwoziem i owiewkami (8 kwietnia — 24 maja 1962 r.)

Typ owiewek	Osiągnięta prędkość	Uwagi
Owiewka z grzebieniem	1046 km/h	od $V_p = 800$ km/h wahania poprzeczne i nieznaczne drgania płatowca
Owiewka bez grzebienia	1091 km/h	drgania pojawiają się przy $V = 700$ km/h i stopniowo zanikają. Wahania samolotu wokół trzech osi

szyć efektywność hamowania, na samolocie doświadczalnym CM 16-01 zastosowano układ z dwoma pojemnikami na spadochrony umieszczonymi obok siebie wewnątrz owiewki między kadłubem i statecznikiem pionowym. Były one wypuszczane jednocześnie, prawy spadochron otrzymał linę dłuższą, lewy — krótszą. Program prób samolotu CM 16-01 z dwoma spadochronami hamującymi zatwierdzono w styczniu 1960 r. W październiku 1960 r. opracowano program prób podobnego rozwiązania na samolocie CM 10-30, tym razem jednak z pojedynczym spadochronem hamującym. W przyszłości na samolotach seryjnych zastosowano właśnie to rozwiązanie.

Jeszcze jednym pomysłem służącym do skrócenia startu było zastosowanie nowego rodzaju klap. W poprzednich samolotach Lim stosowano kłapy Fowlera, które wychylając się jednocześnie wysuwały się do tyłu. W lipcu 1960 r.

przeprowadzono obliczenia klap nowego rodzaju — kłapy szczelinowe z nadmuchem przeznaczonych dla samolotu Lim-5M. Działanie systemu zdmuchiwanie warstwy przysięciennej z kłapy skrzydłowych polega na doprowadzeniu części powietrza zza sprężarki silnika na górną powierzchnię kłapy. Nadmuch zapobiega oderwaniu strumienia oraz zwiększa siłę nośną.

Konkretne rozwiązania konstrukcyjne badano od stycznia 1961 r. na egz. CM 16-01. Dla tego wariantu Lim-5M (miał on kłapy z nadmuchem oraz spadochron hamujący umieszczony w owiewce u nasady statecznika pionowego) używano oznaczenia Lim-5M-II lub też samolot CM-II (nie należy mylić z poprzednim CM-II, projektem Lim-5M z owiewko-zbiornikami, który teraz nazwano CM-I). Samoloty te miały wiele różnych wariantów, poszczególnie egzemplarze doświadczały były wielokrotnie przebudowywane i trudno tu stosować rygorystyczną terminologię. Np. egzemplarz 1C 16-01 był kilkanaście razy modyfikowany i był w ciągu swego „życia” samolotem Lim-5, Lim-5M, Lim-6, Lim-6bis oraz przyjął wiele postaci pośrednich.

Silnik Lis-5 przystosowany do nadmuchu na kłapy oznaczono Lis-5M. Silnik otrzymał trzyzakresowe otwieranie nasadki dyszy i układ odprowadzania powietrza dostarczanego następnie do kłapy. Do nadmuchu służyła rura ułożona wzdłuż rozpiętości skrzydła, zabudowana w komorze skrzydła w okolicy szczeliny kłapy. Rura miała wiele otworków (dysz), którymi strumień powietrza kierowany był na górną powierzchnię kłapy. Ciąg silnika Lis-5M wynosił 3363 daN (3430 kG).

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowy silnik dwuprzepływowy PW-300 do samolotów służbowych

Kanadyjska filia firmy Pratt and Whitney — Pratt and Whitney Canada — opracowuje rodzinę silników dwuprzepływowych przeznaczonych do samolotów służbowych lat dziewięćdziesiątych. Od początku zostały postawione ostre wymagania dotyczące masy i ceny silnika oraz jednostkowego zużycia paliwa i systemu sterowania, a także możliwości budowy wersji zarówno o większym, jak i mniejszym ciągu od ciągu silnika podstawowego. Dane techniczne pierwszego silnika opracowywanej rodziny, oznaczonego PW300/1, są następujące:

- ciąg termodynamiczny 2330 daN, ciąg ograniczony, stały do temp. otoczenia 25°C, 2115 daN,
 - ciąg przelotowy na wysokości 12 200 m przy $Ma = 0,8$ — 495 daN, h,
 - jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych 0,414, a w warunkach przelotowych (warunki lotu jw.) 0,688 kg/daN,
 - stosunek natężeń przepływu 4,5 : 1,
 - spręż całkowity 15,
 - masa silnika suchego 430 kg, a nawet tylko 400 kg,
 - średnica maks. 890 mm, długość 1650 mm.
- Silnik ma jednostopniowy wentylator z łopatkami z kev-

laru, napędzany trójstopniową turbiną, mieszaną sprężarkę z czterema stopniami osiowymi i jednym odśrodkowym (z rurkowym dyfuzorem), napędzaną dwustopniową turbiną, i pierścieniową komorę spalania o stożkowym kształcie. Całkowicie elektroniczny, cyfrowy układ sterowania zastosowano przewidując jego większą niezawodność niż układu hydromechanicznego z blokiem elektronicznym.

Rozpoczynając prace projektowe w 1980 r. założono zakres ciągu startowego rodziny silników od 1550 do 2800 daN. Wersja rozwojowa PW300/3 będzie miała ciąg bliski górnej granicy. Cena samolotów, do których są przeznaczone silniki PW300, będzie wynosić od 6 do 8 mln dol., natomiast cena silników nie powinna przekraczać 20% ceny samolotów. Na budowę nowego silnika, zamiast na rozwój już istniejącego JT15D, zdecydowano się ze względu na jednostkowe zużycie paliwa — rozwój silnika JT15D nie mógł zapewnić wymaganego zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa.

Próby pierwszego prototypu mają rozpocząć się we wrześniu 1987 r., a już w grudniu 1989 r. silnik prawdopodobnie uzyska certyfikat.

W.K.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

KOWALSKI A.: Analyse der Ergebnisse von statischen Versuchen. TLI A, XLII Jhrg., 1987, H. 4, S. 4

Die statischen Versuche ohne einer durchgeführten Korrekturanalyse, sowohl hinsichtlich der Geometrie als auch des Werkstoffes, stellen keine Grundlage zur Festigkeitsbeurteilung dar. Das angeführte Berechnungsbeispiel begründet diese Behauptung.

CZARNECKI K.: Klassifikation der Tragfähigkeit der Flugplatz-Fahrbahnbedecke mit der ACN-PCN-Methode (IV). TLI A, XLII Jhrg., 1987, H. 4, S. 7

Im 4. Aufsatzteil werden Anwendungsbeispiele der ACN-PCN-Methode zur Kontrolle und Planung der Belastungen von Fahrbahnbedecken im Bodenverkehr der Flugzeuge erörtert.

OSTAPKOWICZ M.: Unfälle in der Militärluffahrt. TLI A, XLII Jhrg., 1987, H. 4, S. 18

In dem Aufsatz werden Unfälle in der militärischen Luftfahrt der Vereinigten Staaten

und anderer westlichen Länder, aufgeteilt in schwere, und geringe, hervorgerufen durch technische Ursachen und menschliches Versagen, mit Angabe des prozentuellen Anteiles in der allgemeinen Unfallzahl, behandelt.

BUTOWSKI P.: Polnische Modifikationen des MiG-17-Flugzeuges (I). TLI A, XLII Jhrg., 1987, H. 4, S. 20

Es wird die Entstehungs- und Entwicklungsgeschichte des Lim-51 Flugzeuges, einer Abart von Lim-5 (MiG-17), entworfen in WSK-Mielec in den Jahren 1956÷1961, dargestellt. Das Flugzeug wurde serienmässig hergestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

КОВАЛЬСКИ А.: Анализ результатов статических испытаний на прочность. TLI A, т. 42, 1987 г., № 4, с. 4

Технические испытания, лишенные корректировочного анализа с учетом размеров деталей и свойств материалов — не могут являться основой для оценки прочности конструкции. Приводится также

расчетный пример, подтверждающий вышесказанное мнение.

ЧАРНЕЦКИ К.: Классификация допустимых удельных нагрузок аэродромных покрытий методом ACN — PCN (IV ч.). TLI A, т. 42, 1987 г., № 4, с. 7

В IV части статьи указаны примеры применения метода ACN — PCN для контроля и планирования нагрузок аэродромного покрытия наземным передвижением самолетов.

ОСТАНКОВИЧ М.: Аварии в военной авиации. TLI A, т. 42, 1987 г., № 4, с. 18

Статья посвящена авариям в военной авиации США и некоторых западных стран. Указаны принципы классификации видов аварий и процентное количество отдельных видов аварий.

БУТОВСКИ П.: Польские модификации самолета МиГ-17 (I ч.). TLI A, т. 42, 1987 г., № 4, с. 20

Указана история создания и развития самолета Лим-5М, который являлся вариантом самолета Лим-5 (МиГ-17) разработанный на заводе ВСК-Мелец в 1956÷1961 г. Самолет выпускался серийно.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Ilustrowany leksykon lotniczy	1
ZE ŚWIATA	2
A. Kowalski: Analiza wyników prób statycznych	3
K. Czarnecki: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (IV)	7
PROTOTYPY: Promavia F1200 Jet Squalus	10
Valmet L-90TP Redigo	10
KARTOTEKA TLIA: Aerospatiale/Aeritalia ATR-42	11
British Aerospace (BAe) ATP	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (I)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wylądowań elektrycznych w atmosferze (V)	16
W. Ostapkowicz: Wypadki w lotnictwie wojskowym	18
KSIĄŻKI LOTNICZE	19
P. Butowski: Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (I) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowy silnik dwuprzepływowy PW-300 do samolotów służbowych	23
POCZTA LOTNICZA: Samoloty szkolne dla Aeroklubu	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.

Na okładce: Samolot sportowy RWD-19 (1938 r.) — rys. K. Cieślak

KOWALSKI A.: Analiza wyników prób statycznych. TLIA, t. XLII, 1987, nr 4, s. 4

Próby statyczne bez prowadzenia analiz korekcyjnych, zarówno geometrycznych, jak i materiałowych, nie mogą być podstawą do wydawania ocen wytrzymałościowych. Przedstawiony przykład obliczeniowy uzasadnia powyższe twierdzenie.

CZARNECKI K.: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (IV). TLIA, t. XLII, 1987, nr 4, s. 7

W cz. IV artykułu podano przykłady zastosowania metody ACN-PCN do kontroli i planowania obciążeń nawierzchni naziemnym ruchem samolotów.

OSTAPKOWICZ M.: Wypadki w lotnictwie wojskowym. TLIA, t. XLII, 1987, nr 4, s. 18

W artykule omówiono wypadki w lotnictwie wojskowym Stanów Zjednoczonych i niektórych innych krajów zachodnich, dzieląc je na ciężkie i nieduże, spowodowane przyczynami technicznymi i błędami ludzkimi i podając ich udziały procentowe w ogólnej liczbie wypadków.

BUTOWSKI P.: Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (I). TLIA, t. XLII, 1987, nr 4, s. 20

Przedstawiono dzieje powstania i rozwoju samolotu Lim-5M, który był odmianą samolotu Lim-5 (MiG-17) opracowaną w WSK-Mielec w latach 1958-1961. Samolot był produkowany seryjnie.

CONTENTS

KOWALSKI A.: Analysis of results obtained from static load tests. TLIA, vol. XLII, 1987, No. 4, p. 4

Static load tests which are not combined with corrective considerations of both geometric and material factors cannot be a ground for strength assessment of the structure under test. The above statement is illustrated and supported by an example of calculations having been presented.

CZARNECKI K.: Classification of airfield surface load capacity with the ACN-PCN method (IV). TLIA, vol. XLII, 1987, No. 4, p. 7

Examples of application of the ACN-PCN method to monitoring and estimating of airfield surface loads from the ground aircraft traffic have been given in part IV of this article.

OSTAPKOWICZ M.: Accidents in military aviation. TLIA, vol. XLII, 1987, No. 4, p. 18

Accidents which occurred in the air forces of the United States and some other western countries have been discussed, with considering them as "severe" and "not serious" or "caused by technical reasons" and "caused by human factors". The percentage data as against the total number of aircraft accidents have been given.

BUTOWSKI P.: Polish modifications to the MiG-17 aircraft (I). TLIA, vol. XLII, 1987, No. 4, p. 20

The history of development of the Lim-5M aeroplane, which was a modification to the Lim-5 (MiG-17) aircraft worked out at WSK-Mielec in 1958-1961, has been described. The aeroplane was manufactured in series.

cd. na s. 23



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Lazarewicz

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. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutdz, mgr inż. W. Jastński, dr inż. T. Kostla, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zám. 0091-1300/87. Nakład 6650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-69. Cena pojedynczego egzemplarza zł 130.—
Prenumerata roczna zł 1560.—



Prelekcja pt. „Barwa i znak w lotnictwie polskim”

„Barwa i znak w lotnictwie polskim” to tytuł prelekcji, jaką w dn. 10 kwietnia 1986 r. w Domu Technika NOT w Warszawie wygłosił mgr inż. T. Królikiewicz, zaproszony przez Sekcję Lotniczą i Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa. Prelegent jest dobrze znany w środowisku lotniczym. Napisał wiele artykułów i książek o lotnictwie, m.in. „Nowoczesny samolot wojskowy” w 1979 r., „Polski samolot i barwa” w 1981 r., „Szybowce transportowe” w 1985 r. Wykład był ilustrowany pięknymi kolorowymi planszami, na których pokazano wybrane charakterystyczne sposoby malowania i oznaczania samolotów i śmigłowców w polskim lotnictwie wojskowym od jego zarania aż do dziś. Spośród wielu znaków, które omówił prelegent, warto przypomnieć historię białoczerwonej szachownicy wprowadzonej do standardowego oznaczania wszystkich samolotów polskiego lotnictwa rozkazem szefa Sztabu Generalnego z dn. 1.12.1918 r., zgodnie z którym miał to być znak kwadratowy szerokości 60 cm, dzielący się na cztery równe pola: lewe górne i prawe dolne pole o barwie karmazynowej, lewe dolne i prawe górne o barwie białej. Uzupełniony wkrótce obramowaniem również na przemian białym i czerwonym, przetrwał on do dziś. Twórcą tego znaku był por. pil. S. Stec. Jeszcze w czasie służby w wojsku austriackim malował on na kadłubach samolotów, na których latał (Fokker EV) białoczerwone czteropolewe szachownice w białoczerwonym obramowaniu. Był to wówczas własny znak por. S. Steca. Osobną tradycję mają godła eskadr oraz oznaczenia rejestracyjne samolotów wojskowych.

Książka „Polski samolot i barwa” T. Królikiewicza, która bardzo szybko zniknęła z półek księgarskich, ukaże się ponownie w poszerzonym wydaniu.

Mgr inż. T. Królikiewicz pełni liczne funkcje społeczne w organizacjach lotniczych, m.in. przewodniczący Komisji ds. Historii i Muzealnictwa Polskiego Lotnictwa przy Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Pracę tę wykonuje z pasją i wielkim zapałem. Tym, którzy pragnęliby podzielić się dotychczas nieznanymi faktami, dokumentami lub przedmiotami związanymi z historią polskiego lotnictwa, ww. Komisja byłaby bardzo wdzięczna.

T. Kurczyk

Odczyt nt. urządzenia zmniejszającego zużycie paliwa w samochodach

W dn. 24.04.1986 r. w Domu Technika NOT w Warszawie, na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa gościł inż. S. Zbiński — długoletni dyrektor biur projektowych, twórca wielu urzędów technicznych, obecnie dyrektor Zespołu Ośrodków Rzecznictwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego w Warszawie, a także wybitny działacz społeczny, przez wiele lat przewodniczący ZG SIMP,

członek Honorowy SIMP. Wygłosił on odczyt pt. „Urządzenie zmniejszające zużycie paliwa w samochodach”. Mimo że temat nie dotyczy dziedzin lotniczej, postanowiono zapoznać się z wynalazkiem, którego wdrożenie wydawało się niemożliwe lub co najmniej problematyczne. Chodzi o słynny wynalazek inż. A. Kowalskiego. Patent zakupił ZORPOT i nabył prawa wdrożenia go do produkcji. Wersja podstawowa tzw. oszczędzacza składa się z zestawu elementów potrzebnych do zmodyfikowania gaźnika, kompletnej turbinki oraz chwytaacza spalin do silnika. Wersja wzbogacona zawiera ponadto kolektor ssący.

W prelekcji, poza opisem budowy, omówiono przebieg badań eksploatacyjnych i stoiskowych przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa, które rozpoczęto we wrześniu 1985 r. i zakończono w marcu 1986 r. Podczas badań nie stwierdzono nadmiernych zmian trwałościowych silnika i turbinki. Uzyskano zmniejszenie zużycia paliwa w stosunku do wersji standardowej o ok. 2 l na każde 100 km. Toksyeczność spalin była zgodna z normą amerykańską.

W dalszej części odczytu prelegent poinformował, że zawarto kontrakt z fabryką wyrobów z proszków spiekanych w Łomiankach, która podjęła produkcję oszczędzaczy do samochodu „Fiat 125P” oraz z rzemieślniczą spółdzielnicą „Motor” w Poznaniu, która rozpoczęła produkcję oszczędzaczy do samochodu „Polonez”. Natomiast Zespół Szkół Zawodowych w Olsztynie nabył prawa zabudowywania oszczędzaczy do ww. samochodów. Koszt wersji podstawowej oszczędzacza do „Poloneza” wyceniono na ok. 13,5 tys. zł.

Po prelekcji, w której wzięło udział kilkadziesiąt osób — specjalistów z branży samochodowej i innych branż przemysłu maszynowego, wywiązała się dyskusja. Ze względu na niezwykle sprawne przeprowadzenie udanego wdrożenia, u jednych z przepadków ten wywołał zachwyt, u innych zaś zdziwienie. Główne wnioski wynikające z dyskusji można ująć następująco:

● Powodzeniem we wdrażaniu innowacji technologicznych i konstrukcyjnych niezbędnych w czasie wprowadzania reformy gospodarczej jest:

- umiejętność znalezienia problemu nadszającego się do wdrożenia,
- odwaga w podejmowaniu decyzji o wdrażaniu tematów, w których może występować pewien stopień ryzyka.

W tych działaniach jest niezbędne doświadczenie zawodowe.

● Oszczędzacz paliwa może mieć wpływ na nowe podejście do projektowania silników samochodowych.

T. Kurczyk

Odczyt nt. śmigłowca PZL-Sokół

W dn. 4.11.1986 r. Sekcja Lotnicza i Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa zorganizowały w Domu Technika NOT w Warszawie

odczyt pt. „Polski śmigłowiec PZL-Sokół”, opracowany i wygłoszony przez dyrektora ds. technicznych w zakładach śmigłowcowych WSK PZL-Świdnik mgr inż. S. Kamińskiego, który powiedział: „Trzeba działać szybko i dynamicznie, śledzenie stanu i problemów światowej techniki śmigłowcowej nie może pozostawać tylko czczym zbieraniem informacji”. Podstawą do działania było międzynarodowe porozumienie między rządami PRL i ZSRR w 1971 r., przewidujące opracowanie i wdrożenie do seryjnej produkcji w Polsce nowych wyrobów techniki lotniczej. Efektem tego działania jest śmigłowiec PZL-Sokół, który był kształtowany przez zespół konstruktorów i pracowników badawczo-technicznych pod kierownictwem głównego konstruktora mgr. inż. S. Kamińskiego w biurze konstrukcyjnym WSK PZL-Świdnik.

Poszczególne etapy prac obejmowały:

— zestawienie i zatwierdzenie wymagań taktyczno-technicznych dot. śmigłowca (maj 1974 r.),

— posiedzenie Komisji Makietowej i zatwierdzenie projektu wstępnego oraz sformułowanie koniecznych zmian (maj 1976 r.),

— rozpoczęcie prób na uwieżi oraz pierwszy wzlot śmigłowca (listopad 1979 r.),

— pierwszy lot i rozpoczęcie zakładowych prób w locie (maj 1982 r.),

— wprowadzenie zmian polepszających charakterystyki lotno-techniczne oraz modernizacja osprzętu (maj 1984 r.),

— próby eksploatacyjne w skrajnych warunkach klimatycznych na terytorium Związku Radzieckiego (1986 r.).

PZL-Sokół jest pierwszym polskim śmigłowcem wdrożonym do produkcji seryjnej. Przewiduje się okres międzynaprawczy 1500 h eksploatacji, rezerw ogólnotechniczny dla kadłuba 9000 h, a dla podstawowych zespołów konstrukcyjnych poddawanych obciążeniom zmęczeniowym 4500 h pracy.

W wywiadzie zamieszczonym w *Skrydlatej Polsce* nr 39 (1986.09.28) dr inż. M. Tiszczenko, generalny konstruktor Biura Śmigłowcowego im. M. L. Miła w Moskwie, powiedział: „...PZL-Sokół jest naprawdę udany, dający dobre świadectwo umiejętnościom polskich konstruktorów i będący dowodem nowych form naszej współpracy. ...Był tworzony z pomocą radzieckich konstruktorów, którzy nakreślili tylko ogólną koncepcję. Powstała ona równolegle w umysłach waszych i naszych projektantów, ale sama konstrukcja to już dzieło Polaków. ...Z mgr inż. Stanisławem Kamińskim znamy się już od dawna. Od czasu kiedy był młodym inżynierem. Dziś jest to jeden z wybitnych konstruktorów należących do światowej czołówki twórców śmigłowców. Ma wysokie kwalifikacje, rozległą wiedzę, umiejętności dobrego inżyniera i szefa biura konstrukcyjnego. Odnoszę się do niego z pełnym szacunkiem i sympatią”.

Na zebraniu było obecnych ponad 30 osób z biur konstrukcyjnych, instytutów i zakładów produkcyjnych. Po wykładzie wywiązała się ciekawa dyskusja.

T. Kurczyk

PZL P.23B Karaś

