

TECHNIKA

8'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze w Kole SIMP przy Instytucie Lotnictwa. Od prawej kol.: Z. Zawadzki — przewodniczący zebrania, T. Kurczyk — przewodniczący Koła SIMP. Fot. J. Piontek

Wybory Zarządu Koła SIMP w Instytucie Lotnictwa w Warszawie

Przewodniczący Zarządu Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie kol. T. Kurczyk serdecznie powitał przybyłych w dn. 16 stycznia 1987 r. na Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze członków Koła i gości, a zwłaszcza: mgr. K. Łasiewickiego — dyrektora Biura Zarządu Głównego SIMP, doc. dr. inż. C. Skoczylasa — zastępcę dyrektora ds. naukowych, mgr. inż. J. Makleasa — zastępcę dyrektora ds. ekonomiczno-organizacyjnych, inż. J. W. Frątczaka — zastępcę dyrektora ds. technicznych, mgr. inż. W. Borowieckiego — I sekretarza POP PZPR oraz mgr. A. Nowakowską — przewodniczącą Zarządu ZZPiL. Zebranie prowadził kol. Z. Zawadzki, zaś przebieg zebrania protokołował kol. J. Muszyński.

Na początku zebrania odbyło się wręczenie wyróżnień. Dyrektor C. Skoczylas wręczył „Medale 60-lecia Instytutu Lotnictwa” następującym kolegom: L. Buczyńskiemu — redaktorowi naczelnemu Przeglądu Mechanicznego, K. Łasiewickiemu — dyrektorowi Biura ZG SIMP oraz członkom Koła SIMP przy ILOT.: A. Glassowi, R. Lewandowskiemu i T. Królikiewiczowi. Dyrektor Biura ZG SIMP mgr. K. Łasiewicki wręczył: Srebrną Honorową Odznakę NOT kol. J. Sęczykowi, dyplom jubileuszowy SIMP im. J. Mierzejewskiego kol. J. Grzegorzewskiemu, dyplom ZG SIMP kol. G. Szelałgowi.

Sprawozdanie z 3-letniej działalności Koła SIMP złożył przewodniczący Zarządu Koła kol. T. Kurczyk, który ograniczył się do przedstawienia ważniejszych imprez. Zarząd Koła zorganizował m.in.: 22 odczyty w centralnej akcji odczytowej, 7 konferencji i sympozjów, wyświetlenie 3 filmów, spotkania z ciekawymi ludźmi: płk. pil. M. Konieczny na nt. I pułku lotnictwa myśliwskiego Warszawa, płk. pil. W. Królem nt. polskich dywizjonów lotniczych na Zachodzie i dr. inż. K. Leskim nt. wywiadu i kontrwywiadu w czasie okupacji w ruchu oporu, wyjazdy techniczne do PDPS w Bielsku-Białej, Muzeum Lotnictwa i As-

tronautyki w Krakowie, na Międzynarodowe Zawody Precyzyjnej Nawigacji w Łodzi, na XXXVI Salon Lotniczy w Paryżu (3 osoby), na Międzynarodową Wystawę Lotniczą Farnborough '86 (1 osoba), coroczne konkursy na najlepsze prace naukowo-badawcze młodych pracowników naukowych i technicznych, kilka pokazów prac naukowo-badawczych dla specjalistów spoza Instytutu wraz z zapoznaniem ich z działalnością Instytutu i jego historią. Ponadto na podstawie dyskusji nad tezami XIX Plenum KC PZPR opracowano raport (wspólnie z POP PZPR) dla Komitetu Centralnego pt. „Rola i miejsce inteligencji w socjalistycznym rozwoju Polski”. Zorganizowano konkurs dla dzieci szkół podstawowych podległych kuratorium m.st. Warszawy pn. „Lotnictwo i kosmonautyka w służbie człowieka”. Udzielono pomocy w budowie izby pamięci pn. „Historia lotnictwa polskiego” w szkole nr 16 im. Żwirki i Wigury w Warszawie. Zorganizowano spotkanie z uczniami Liceum Wojskowego w Toruniu i pokaz urządzeń badawczych oraz sprzętu lotniczego zbudowanego w Instytucie. Koło współpracuje z redakcjami *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*, *Przeglądu Mechanicznego* oraz *Skrzydlatej Polski*, ze Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Komunikacji w PLL LOT, z sekcjami naukowo-technicznymi SIMP i kołami SIMP przy instytucjach lotniczych.

W dyskusji nad sprawozdaniem z działalności Koła SIMP i wnioskami dot. przyszłej pracy Koła SIMP głos zabierali kol. kol.: R. Witkowski, R. Lewandowski, T. Kurczyk, K. Czaporowski, J. Wolf, J. Traczyk, P. Zysk, E. Kotwicki, Z. Magnuszewska, Z. Wysocki, C. Skoczylas, J. Grzegorzewski.

Dyr. Biura ZG SIMP mgr. K. Łasiewicki podziękował za zaproszenie na zebranie oraz za „Medal 60-lecia ILOT”. Na podstawie przebiegu zebrania i prezentowanych osiągnięć stwierdził, że działalność Koła SIMP przy ILOT. jest bardzo dobrze prowadzona i zdecydowanie zaprzeczył pogładowi, jakoby im niższa komórka organizacyjna Stowarzyszenia, tym mniej wyników pracy.

I sekretarz POP PZPR mgr. inż. W. Borowiecki uznał za bardzo cenną inicjatywę chronienia przed zniszczeniem wszystkich cennych dowodów osiągnięć ILOT., które, choć z upływem czasu stają się zabytkami techniki, ale dobrze świadczą o rozwoju techniki lotniczej i udziale w tym naszych pracowników. Stwierdził, że Egzekutywa POP PZPR wysoko ocenia wyniki działalności Zarządu Koła SIMP. Działalność SIMP była skutecznie prowadzona.

Kol. R. Lewandowski — przew. Komisji Rewizyjnej Koła — przyłączył się do wypowiedzi mówiących się z uznaniem o działalności Koła SIMP w latach 1984-1986, o której świadczy wyróżnienie w 1984 r. i 1986 r. oraz zajęcie I miejsca w 1985 r. w konkursie na najlepsze koło w Oddziale Warszawskim SIMP. Następnie złożył sprawozdanie z działalności Komisji Rewizyjnej. Wystąpił z wnioskiem o udzielenie absolu-

torium ustępującemu Zarządowi. Zebrani jednogłośnie udzieliłi absolutorium dotychczasowemu Zarządowi Koła SIMP.

W wyniku tajnego głosowania przewodniczącym Zarządu Koła SIMP został kol. T. Kurczyk, członkami Zarządu zostali kol. kol.: W. Błoński, A. Jankowski, B. Kłos, J. Lewczuk, R. Muszyński, J. Seroka, J. Sęczyk, L. Szymański, Z. Zawadzki i W. Kowalski. Do Komisji Rewizyjnej zostali wybrani następujący kol.: R. Lewandowski — przewodniczący, J. Wolf i P. Zysk — członkowie. Delegatami na Walne Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze Oddziału Warszawskiego SIMP zostali kol.: T. Kostia, A. Jankowski, B. Kłos i K. Gryczyński (rezerwowy).

Następnie członkowie SIMP — uczestnicy zebrania głosowali za przyjęciem końcowego projektu uchwały, której treść jest następująca:

1. Należy podjąć działania w celu: zabezpieczenia istniejących jeszcze śladów materialnych rozwoju techniki lotniczej w ILOT., objęcia patronatu nad renowacją śmigłowca SP-GIL oraz znalezienia w ILOT. pomieszczenia do przechowywania ekspozatów.

2. Zainicjować szkolenie zawodowe tylko młodych pracowników ILOT., a w dziedzinie komputeryzacji i robotyzacji — wszystkich pracowników ILOT.

3. Uintensywnić działalność wyjazdową (poznawanie krajowych ośrodków produkcyjnych i naukowych oraz zagranicznych osiągnięć techniki lotniczej).

4. Podjąć starania o usunięcie braków ważniejszych pozycji w zbiorze bibliotecznym ILOT. dot. zagranicznych przepisów lotniczych, ew. w współpracy i z pomocą Koła SIMP przy GDLC.

5. Pomagać w realizowaniu w ILOT. prac naukowo-badawczych o charakterze wyprzedzającym.

6. Doprowadzić do reaktywowania Klubu Techniki i Racjonalizacji w ILOT., na co zwrócić również uwagę Sekcja Lotnicza OW SIMP na zebraniu w dn. 19.12.1986 r.

7. Podjąć działania mające na celu uzyskanie prenumeraty ważnych dla działalności Instytutu fachowych czasopism zagranicznych i zapobieżenie dalszemu zmniejszaniu się napływu literatury fachowej do Biblioteki ILOT.

8. Podjąć akcję informacyjną nt. korzyści i zasad nadawania stopni specjalizacji zawodowej.

9. Przyczynić się do częstszego organizowania zakładowych seminariów naukowych nt. prac realizowanych w Instytucie.

Miłym akcentem było wręczenie legitymacji nowym członkom SIMP, które z rąk nowo wybranego przewodniczącego Koła otrzymali kol.: A. Balcerzak, W. Gontarski, R. Kostana, J. Kowalczyk i M. Witold.

Przewodniczący Koła SIMP w imieniu własnym i pozostałych członków wybranego Zarządu podziękował za okazane zaufanie i zwrócił się do wszystkich z apelem o współpracę.

Opracował T. Kurczyk

ERRATA: Do art. dra inż. A. Kowalskiego „Analiza wyników prób statycznych” wydrukowanego w TLiA nr 4/87 wkładły się następujące błędy:

s. 3 szpalta lewa w. 34 od dołu jest: „Rozważamy najprostszą płaską kratownicę, składającą się...” powinno być: „Rozważamy najprostszą płaską kratownicę (rys. 1), składającą...”

s. 3 szpalta prawa wzór 3 jest: $\frac{(\sigma - \sigma_0)^2}{a^2} + \frac{(\varepsilon - \varepsilon_k)^2}{b^2} = 1$, powinno być: $\frac{(\sigma - \sigma_0)^2}{b^2} + \frac{(\varepsilon - \varepsilon_k)^2}{a^2} = 1$

s. 3 szpalta prawa w. 16 od góry jest: W celu określenia parametrów tej elipsy wykorzystujemy...”, powinno być: „W celu określenia parametrów tej elipsy wykorzystujemy...”

s. 4 szpalta lewa wzór 9 jest: $+\frac{l_0^2 + l_2^2(1 + \varepsilon_2)^2}{2l_0l_2(1 + \varepsilon_2)\sin \alpha_1} \cos(\beta + \alpha_1)] + \dots$ powinno być: $\dots \frac{l_0^2 + l_2^2(1 + \varepsilon_2)^2}{2l_0l_2(1 + \varepsilon_2)\sin \alpha_1} \cos(\beta - \alpha_1)] + \dots$

s. 4 szpalta prawa w. 5 od góry jest: „...na kalkulatorze typu SR-58”, powinno być: „...na kalkulatorze typu TI-58”

s. 4 szpalta prawa w. 4 od dołu jest: „Obliczeniowe dane materiałowe prętów duralowych...”, powinno być: „Obliczeniowe dane materiałowe (rys. 3) prętów duralowych...” podpis pod rys. 3 jest: „Charakterystyka prętów duralowych $\varepsilon = f(\sigma)$ ”, powinno być: „Charakterystyka prętów duralowych $\sigma = f(\varepsilon)$ ”

Autor i redakcja przepraszają Czytelników.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII SIERPIEŃ 1987

TECHNIKA

8'87

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Zespół napędowy a bezpieczeństwo lotu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Od zarania lotnictwa zespół napędowy był głównym źródłem wypadków lotniczych. Początkowo na pierwsze miejsce wysuwała się sprawa niezawodności, a raczej zawodności silnika. Np. działające w Poznaniu przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej Aero miało bardzo niski wskaźnik regularności lotów (w 1926 r. — 42%, w 1927 r. — 52,7%, w 1928 r. — 59,3%), głównie z winy częstych defektów silnika Renault. Awarie silnika powodowały wówczas tylko przymusowe lądowanie w polu i lekkie uszkodzenie samolotów, bowiem prędkość lądowania wynosiła 70 km/h. Choć lądowań takich było dużo, a kilka zakończyło się poważnym uszkodzeniem samolotu, to jednak nikt z pasażerów nie zginął. Oczywiście, gdyby samolot miał silnik o tak dużej niezawodności jak Wright Whirlwind użyty przez Lindbergha do lotu przez Atlantyk w 1927 r., a w latach trzydziestych przez LOT do samolotów Fokker F-VIIB/3m, nie byłoby tych kłopotów.

W celu uniezależnienia się od awarii jednego silnika, wytwórnia Fokker skonstruowała w 1925 r. trójsilnikowy samolot Fokker F-VII/3m. W 1934 r. w wytwórni Douglas zbudowano samolot DC-2 (którego dalszym rozwinięciem jest DC-3 Dakota) wyposażony w dwa silniki o takiej mocy, że możliwe było kontynuowanie lotu z jednym silnikiem nie pracującym. Pozytywne doświadczenia z eksploatacji samolotów wielosilnikowych spowodowały, że w przepisach międzynarodowego transportu lotniczego uznano za bezpieczne i dopuszczone do przewozu pasażerów tylko samoloty mające przynajmniej dwa silniki. Kryje się w tym spore uproszczenie problemu. Większe jest bowiem prawdopodobieństwo przymusowego lądowania na samolocie dwusilnikowym z silnikami o małej niezawodności (jak np. w Morawie) niż na samolocie jednosilnikowym z silnikiem o dużej niezawodności (jak w An-2). Niestety, mimo prób na hamowni i prób eksploatacyjnych, niezawodność silnika jest dobrze znana dopiero po wielu latach użytkowania danego typu silnika, a nie w chwili wprowadzania go do produkcji.

Warto wiedzieć, że niegdyś zatrzymanie pracy silnika powodowało brak napędu samolotu, dziś może być ponadto przyczyną wyłączenia się pomp hydraulicznych i prądnicy (napędzanych od silników) powodując: trudności lub niemożność spuszczenia ze zbiorników całego paliwa, opuszczenia klap do lądowania, czy otwarcia podwozia. Zależy to wówczas w głównej mierze od tego, czy awaryjne pompy i systemy uruchamiania klap oraz otwierania podwozia mają inne źródła energii niż te, które zależą od pracy silnika. Ważne jest także czy napęd pompy hydraulicznej

lub prądnicy jest tylko na jednym silniku (który może właśnie zawieść) czy też na kilku.

Dla bezpieczeństwa lotu jest zagrożeniem nie tylko przypadek wyłączenia silnika. Dość często awaria silnika wiąże się z jego pożarem. Dlatego w otoczeniu silnika znajdują się (w samolotach pasażerskich obowiązkowo) czujniki temperatury oraz instalacja gaśnicza. Skuteczność gaszenia pożaru tylko wtedy jest duża, jeśli pożar jest wykryty w zarodku. Zwykle spore kłopoty sprawia częściowe ugaszenie pożaru, czyli jakiś tłący się element, który po pewnym czasie staje się przyczyną powtórnego pożaru. Na ogół instalacja gaśnicza ma zapas środków gaśniczych pozwalający na trzykrotne gaszenie pożaru. Między silnikami a resztą samolotu stosuje się ścianę (przegrodę) przeciwogniową wykonaną z materiałów niepalnych odpornych na dłuższe działanie ognia. Przy silnikach turboodrzutowych i turbośmigłowych, ze względu na to, że ich turbiny pracują przeważnie przy 6000÷15 000 obr/min, a czasem przy 45 000 obr/min, awarie związane z uszkodzeniem turbiny często kończą się jej rozsypaniem. Wówczas siła odśrodkowa wyrzyna i rozrzuca z dużą energią części turbiny. Tego rodzaju awaria staje się groźna dla elementów samolotu znajdujących się nawet w odległości kilku metrów od silnika.

Z punktu widzenia bezpieczeństwa można też rozważać układ rozmieszczenia silników na samolocie. Tradycyjny zwyczaj mocowania silników do skrzydeł w 1955 r. został przełamany i na samolocie Caravelle silniki znalazły się po bokach tyłu kadłuba. Układ ten powtórzono na samolotach: Tu-134 (1963 r.), DC-9 (1965 r.) i Fokker F.28 1967 r.).

Na początku lat sześćdziesiątych powstały nowe odmiany tego układu. Z braku silników o odpowiednio dużym ciągu w 1962 r. na samolocie Vickers VC-10, a w 1963 r. na Il-62 zastosowano układ (jak na Caravelli) z dwoma silnikami z każdej strony kadłuba. Równocześnie zastosowano ten sam układ do samolotu z trzema silnikami. Trzeci silnik umieszczono w tyle kadłuba. Taki układ miały samoloty: Trident z 1962 r. i Boeing 727 z 1963 r. oraz Tu-154 z 1968 r. Następnie dla aerobusów DC-10 i TriStar w 1970 r. zastosowano mieszany układ trójsilnikowy, z dwoma silnikami pod skrzydłami i jednym w tyle kadłuba.

Z tych wszystkich rozwiązań najlepszą opinię zyskał klasyczny układ zastosowany w Caravelli. Umieszczenie dwóch silników obok siebie po jednej stronie kadłuba stwarza

cd. na s. 2



AUSTRALIA

● Jednak współpraca z Airbus Industrie — 5 wytwórni australijskich podpisało umowę na udział (4%) w produkcji aerobusów A.330/A.340. (A. et C. 1136; AviMag 938)



EGIPT

● Spośród 120 samolotów treningowych Embraer EMB-123 Tucano (Brazylia), zamówionych przez Egipt i Irak — 20 będzie zmontowanych przez Arab Organisation for Industrialisation (AOI). (AviMag 936)



FINLANDIA

● Linie lotnicze Finnair są zainteresowane aerobusem Airbus Industrie A.340. (A et C. 1137)



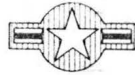
SZWECJA

● Siły powietrzne (Flygvapnet) otrzymały pierwsze spośród 50 zamówionych myśliwców SAAB 35J — zmodyfikowanej wersji SAAB 35F Draken. Samolot charakteryzuje się nowocześniejszą awioniką (m.in. radarem) oraz znacznie zwiększoną liczbą punktów podwieszeń pod skrzydłami i kadłubem. Użytkowanie samolotów tej wersji przewiduje się do 2000 r., tj. do czasu całkowitego zastąpienia ich przez JAS 39 Gripen (początek prób w locie przewidziany w br.). (A. et C. 1134)



TURCJA

● Około 30 samolotów uczestniczyło w akcji represyjnej przeciwko Kurdom, na terenie Iraku, po uprzednim poinformowaniu władz tego kraju. Zginęło ok. 100 osób; straty określa się jako znaczne. (A. et C. 1134)



USA

● Punktualność na liniach w USA jest zła i zdaniem wielu będzie się pogarszała. Wprawdzie 70% opóźnień przypisuje się pogodzie, ale właściwymi przyczynami są: gwałtownie wzrastający ruch, nowy przebieg tras, niedostatek kontrolerów lotniczych i przestarzałe środki techniczne. Jeszcze 10 lat temu, przed ekonomiczną deregulacją lotnictwa, która bardzo obniżyła taryfy, 17 mln Amerykanów odbywało średnio dwie podróże lotnicze rocznie. Obecnie 50 mln osób podróżuje trzy razy w roku. Wg US News World Reports, aby rozwiązać sprawy, FAA powinna zaangażować następnych kilkuset kontrolerów i wydatkować 11,7 mld dol. na nowy, skomputeryzowany ogólnokrajowy system kontroli ruchu. Składniki tego nowego systemu powoli stają się dostępne. Zdaniem prezesa stowarzyszenia Air Transport Assn., skupiającego 28 dużych linii amerykańskich, 1986 r. był najgorszym rokiem pod względem porządku i punktualności. (International Herald Tribune, Dec. 24, 1986) J.Z.

● Przemysłowi europejskiemu zaproponowano udział w rozwoju przyszłego myśliwca (ATF) dla US Air Force; z kolei amerykański przemysł lotniczy będzie uczestniczyć, być może, w rozwoju myśliwca europejskiego EFA. Czyżby koniec zadawionej międzykontynentalnej konkurencji? (A. et C. 1134)

● Kolejny dowód przenikania europejskiego przemysłu lotniczego na kontynent amerykański: kalifornijska spółka Lease Finance Co. kupiła 3 „małe” aerobusy Airbus Industrie A.320 i trzy aerobusy transkontynentalne A.330. (A. et C. 1135)

● Pentagon zmniejszył z 1000 na 593 egz. swe zamówienie na śmigłowce pola walki McDonnell Douglas Helicopters (d. Hughes) AH.64 Apache. Firma została postawiona w bardzo trudnej sytuacji finansowej. (A. et C. 1135)

● Lockheed proponuje system wysokościowej obserwacji CO-OPS na użytek ruchu lotniczego, przybrzeżnego morskiego, służb meteorologicznych i przeciwpożarowych oraz komunikacyjnych. Podstawą systemu ma być bezpilotowy, zdalnie sterowany statek powietrzny, zdolny unieść aparaturę obserwacyjną o masie 225÷450 kg. Energia ma być czerpana z mikrofalowych anten naziemnych, o powierzchni

co najmniej 1 ha. Energia, ok. 2000 W, będzie odbierana przez anteny podskrzydłowe. Sam statek powietrzny będzie miał układ połączonych skrzydeł (mocna konstrukcja + ekonomiczna aerodynamika). Prototyp ma mieć rozpiętość 30÷45 m i będzie napędzany silnikiem elektrycznym o mocy 18÷29 kW (25÷40 KM). Zakłada się, że CO-OPS będzie mógł operować nad jednym rejonem nieprzerwanie przez 60÷90 dni. Lockheed zapowiada, że system będzie użyteczny po 4 latach od decyzji o rozpoczęciu prac. (A. et C. 1135)

● Lockheed podjął prace nad ograniczonym systemem anodowania powierzchni pokrywających konstrukcję, co m.in. eliminuje konieczność zabezpieczającego malowania tych powierzchni po anodowaniu zwykłym. Korzyści z ewentualnego wprowadzenia tego procesu na skalę przemysłową byłyby następujące: zmniejszenie kosztów produkcji; zmniejszenie masy samolotu; zwiększenie odporności na korozję. (A. et C. 1134)



W. BRYTANIA

● Zaczęto rozprawdzać akcje Brytyjskiego Zarządu Portów Lotniczych (British Airport Authority — BAA). (A. et C. 1135)

● Ograniczenie prac wydobywczych na Morzu Północnym i ubiegłoroczna katastrofa śmigłowca Vertol 234 Civil Chinook, wpłynęły na znaczne ograniczenie działalności przedsiębiorstwa transportu śmigłowcowego British International Helicopters. (A. et C. 1137)



ZSRR

● Przedsiębiorstwo handlu zagranicznego Aviaeksport wysyła za granicę ok. 1000 specjalistów rocznie, zajmujących się obsługą eksportowanego przez ZSRR sprzętu lotniczego, szkoleniem personelu itp. (L+K 8/87)

● W wytwórni samolotów transportowych w Charkowie dobiega końca produkcja Tu-134. Jego miejsce zajmie An-74, specjalnie przystosowany do operowania za kręgiem polarnym. (L+K 6/87)

cd. ze s. 1

możliwość uszkodzenia sąsiedniego silnika przez silnik rozsypany się lub przeniesienia pożaru z silnika na silnik. Bezpieczeństwo tego rozwiązania zależy od niezawodności silników oraz od skuteczności zabezpieczenia przeciwpożarowego i przeciwołamkowego. Do układu z trzecim silnikiem umieszczonym w końcu kadłuba też są poważne zastrzeżenia, gdyż napęd sterów musi wówczas przebiegać dość blisko silnika. Oczywiście ten odcinek mechanizmów sterowania wymaga ochrony przeciwpożarowej i przeciwołamkowej. Doświadczenia zebrane w latach sześćdziesiątych spowodowały, że konstruktorzy zaczęli powracać do mocowania silników pod skrzydłami, na wysięgnikach, co zapewnia dostateczne oddalenie od mechanizmów sterowania w kadłubie oraz przewodów paliwowych, a także od zbiorników paliwa. Wszystkie nowo konstruowane duże sa-

moloty otrzymały ten układ. W 1969 r. został zbudowany Boeing 747 Jumbo Jet z czterema silnikami pod skrzydłami, w 1972 r. dwusilnikowy Airbus A-300 i w 1976 r. czterosilnikowy Il-86. Konstruktorzy nadal stosują ten układ. Otrzymały go: Boeing 767 z 1981 r., Boeing 757 z 1982 r., A.310 z 1985 r., A.320 z 1987 r. i budowane obecnie Tu-204 i Il-96. Niezależnie od liczby silników (samolot dwusilnikowy i jednosilnikowy) i sposobu ich mocowania — o bezpieczeństwie lotu decyduje niezawodność silników i zabezpieczeń. Np. samolot trójsilnikowy z silnikami mocowanymi w tyle kadłuba, Boeing 727, który mimo masowego użycia (zbudowano go 1832 egz.) uważany jest za jeden z najbezpieczniejszych na świecie, gdyż tylko jedna katastrofa tego samolotu spowodowana była problemami technicznymi. Samolotem o najwyższym stopniu bezpieczeństwa jest aerobus A.300 (zbudowano go ponad 250 egz.), gdyż nie zginął na nim jeszcze ani jeden pasażer.

Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców 1984 ÷ 1986

STATYSTYKA LOTNICZA



1984 r.

- 9.01 Hughes AH-64A Apache, 1. ser., śmigłowiec, USA
- 4.02 Sikorsky HH-60A Night Hawk, śmigłowiec, USA
- 6.02 AIDC AT-3, 1. ser., treningowy, Tajwan
- 14.02 Cessna Citation S.II, 1. ser., służbowy, USA
- 15.02 Cessna T-47A, treningowy, USA
- 18.02 NDN1T Turbo Firecracker, Wk. Brytania
- 24.02 Boeing 737-300, pasażerski, USA
- 29.02 Aerospatiale SA 365M Dauphin 2 z silnikami TM333, śmigłowiec, Francja
- 5.03 Saab-Fairchild SF340, 1. ser., pasażerski, Szwecja/USA
- 9.03 Schafer/Neiva N-821 Caraja, służbowy, USA/Brazylia
- 19.03 IAI 1125 Astra, służbowy, Izrael
- 12.04 Airbus A.300-600C, pasażerski, Francja/międzynarod.
- 15.04 Grob 111, sportowy, RFN
- 21.04 Schempp-Hirth Discus, szybowiec, RFN
- 4.05 Grob 112, sportowy, RFN
- 4.05 Hughes 530MG Defender, śmigłowiec, USA
- 7.05 Pilatus PC-9, treningowy, Szwajcaria
- 10.05 Aerostructure (Fournier) RF-10, 1. ser., motoszybowiec, Francja
- 14.06 Westland Lynx 3, śmigłowiec, Wk. Brytania
- 17.06 HAL HTT-34, treningowy, Indie
- 20.06 Mitsubishi/MAI Diamond II, służbowy, Japonia/USA
- 22.06 Rutan Voyager, rekordowy, USA
- 28.06 Fuji KM-2D, treningowy, Japonia
- 3.07 BAe VC.10 K.Mk3, zbiornikowiec, Wk. Brytania
- 13.07 Kuffner WK-1, motoszybowiec, RFN
- 22.07 Antonow/PZL An-28, pasażerski, ZSRR/Polska
- 27.07 Sikorsky S-75 ACAP, śmigłowiec, USA
- 30.07 BAe Super 748, pasażerski, Wk. Brytania
- 4.08 Edgley EA7 Optica, 1. ser., obserwacyjny, Wk. Brytania
- 6.08 Shorts C-23A Sherpa, transportowy, Wk. Brytania
- 12.08 RFB Fantrainer 600, 1. ser., treningowy, RFN
- 15.08 McDonnell Douglas F/A-18R Hornet, myśliwsko-szturmowy, USA
- 16.08 ATR 42, pasażerski, Francja/Włochy
- 17.08 C. Dornier SeaStar, amfibia, RFN
- 24.08 Socata TB21 Trinidad, sportowy, Francja
- 13.09 Lockheed S-3B Viking, rozpoznawczo-szturmowy, USA
- 17.09 ATA Predator 480, doświadczalny, USA
- 17.09 Avtek 400, służbowy, USA
- 21.09 Dassault-Breguet Falcon 900, służbowy, Francja
- 29.09 Norman NAC 1 Freelance, sportowy, Wk. Brytania
- 29.09 Schleicher AS-22-2, szybowiec, RFN
- 5.10 RTAF-5, treningowy, Tajlandia
- 6.10 FMA IA-63 Pampa, treningowy, Argentyna
- 12.10. PZL-130 Orlik, treningowy, Polska
- 18.10 Rockwell B.1B, 1. ser., bombowy, USA
- 31.10 Robin R3000/100, sportowy, Francja
- 3.12 Kawasaki C-1 Kai, treningowy, Japonia
- 14.12 Grumman X-29A, doświadczalny, USA
- 17.12 McDonnell Douglas MD-83, pasażerski, USA
- 28.12 Enaer T-35 Pillan, 1. ser., treningowy, Chile

1985 r.

- 28.01 Mitsubishi/MAI Diamond II, 1. ser., służbowy, Japonia/USA
- 30.01 Robin R3000/180R, sportowy, Francja
- 12.02 Valmet L-80TP, treningowy, Finlandia
- 26.02 McDonnell Douglas/GAF, TF-18 Hornet, treningowo-myśliwski, USA/Australia
- 3.03 PZL I-22, treningowy, Polska
- 11.03 ARV.1 Super 2, sportowy, Wk. Brytania
- 15.03 Radab Windex 1110, motoszybowiec, Szwecja
- 20.03 Airbus A.300-600 z silnikami CF6-80C, pasażerski, Francja/międzynarod.
- 20.03 IAI Astra, 1. ser., służbowy, Izrael
- 29.03 Partenavia AP.68TP600 Viator, służbowy, Włochy
- 20.04 Reims-Cessna F406 Caravan II, służbowy, Francja/USA

- 30.04 McDonnell Douglas/BAe Harrier GR.5, szturmowy, USA/Wk. Brytania
- 16.05 Slingsby T67M200, sportowy, Wk. Brytania
- 21.05 Dassault-Breguet Falcon V10F (płat kompozytowy), służbowy, Francja
- 24.05 Robin DR 400/180RP z siln. Porsche PFM, sportowy, Francja
- 3.06 McDonnell Douglas/GAF F/A-18B Hornet, 1. ser., myśliwsko-szturmowy, USA/Australia
- 24.06 Sikorsky S-76 SHADOW, śmigłowiec, USA
- 26.06 Partenavia P.68C-TC, wersja pływakowa, służbowy, Włochy
- 8.07 Airbus A.310-300 z silnikami JT9D-7R, pasażerski, Francja/międzynarod.
- 9.07 Lockheed/Marshall L-1011-500 TriStar K.1, zbiornikowiec, USA/Wk. Brytania
- 25.07 PW-2 Gapa, szybowiec, Polska
- 29.07 Kawasaki XT-4, treningowy, Japonia
- 1.08 PZL Krosno KR-03 Puchatek, szybowiec, Polska
- 17.08 Nanchang CJ-6 Haiyan A, rolniczy, Chiny
- 17.08 PZL/Melex M18 Turbine Dromader, rolniczy, Polska/USA
- 29.08 Beechcraft 2000 Starship 1, doświadczalny (do 85%o zmniejszony), USA
- 30.08 Bell D292 ACAP, śmigłowiec, USA
- 10.09 Lockheed C-5B Galaxy, transportowy, USA
- 18.09 PZL-106BT Turbo Kruk, rolniczy, Polska
- 19.09 Gulfstream IV, służbowy, USA
- 19.09 Centrair 2001 Marianne, szybowiec, Francja
- 8.10 Mudry CAP-230, akrobacyjny, Francja
- 15.10 Fairchild Republic T-46A, treningowy, USA
- 28.10 NAL Asuka QSTOL, doświadczalny, Japonia
- 7.11 Westland Lynx AH Mk.7, śmigłowiec, Wk. Brytania
- 9.11 Aerospatiale Epsilon z siln. TP319, treningowy, Francja
- 20.11 Panavia Tornado F.Mk.3, 1. ser., myśliwski, Wk. Brytania/międzynarod.
- 11.12 Changhe Z-8 (Super Frelon), śmigłowiec, Francja/Chiny
- 17.12 Aermacchi MB-339C, treningowy, Włochy
- 28.12 Fokker F50, pasażerski, Holandia

1986 r.

- 30.01 Boeing 767-300, pasażerski, USA
- 31.01 Dornier/HAL Do 228-201, transportowy, RFN/Indie
- 5.02 Westland TT300, śmigłowiec, Wk. Brytania
- 14.02 Embraer/Shorts EMB-312 Tucano z siln. Garrett, treningowy, Brazylia/Wk. Brytania
- 14.02 Enaer T-35TX Aucán, treningowy, Chile
- 15.02 Beechcraft 2000 Starship 1, służbowy, USA
- 3.03 Cessna 208B Caravan I, transportowy, USA
- 22.03 Schleicher ASW-22BE, motoszybowiec, RFN
- 28.03 Schleicher ASH-25MB, motoszybowiec, RFN
- 25.04 Air Tractor AT-503, rolniczy, USA
- 27.04 Partenavia P 86 Mosquito, sportowy, Włochy
- 2.05 Schempp-Hirth Nimbus 3D, szybowiec, RFN
- 19.05 BAe Hawk 200, szturmowy, Wk. Brytania
- 14.06 Westland/Sikorsky S-70C z silnikami RTM322, śmigłowiec, USA/Wk. Brytania
- 1.06 Valmet L-90 Redigo, treningowy, Finlandia
- 4.07 Dassault-Breguet Rafale A, myśliwski, Francja
- 6.07 Stemme S.10, motoszybowiec, RFN
- 15.07 PZL-M26 Iskierka, treningowy, Polska
- 16.07 PZL/Airtech PZL-130T Turbo Orlik, treningowy, Polska/Kanada
- 1.08 Douglas/Schafer DC-3 z silnikami PT6A-65, transportowy, USA
- 6.08 BAe ATP, transportowy, Wk. Brytania
- 8.08 BAe EAP, myśliwski, Wk. Brytania
- 19.08 CASA/Nurtanio Airtech CN-235, 1. ser., transportowy, Hiszpania/Indonezja
- 8.08 IAI Lavi, treningowo-myśliwski, Izrael
- 15.09 McDonnell Douglas F/A-18C Hornet, 1. ser., myśliwsko-szturmowy, USA
- 23.09 Piaggio Avanti, służbowy, Włochy

Zagadnienia związane ze sterowaniem poprzecznym szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Jednym z etapów projektu wstępnego szybowca jest analiza zagadnień związanych ze sterowaniem poprzecznym. Jej celem jest dobranie parametrów lotki przy założonym rozkładzie profili wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wielkość momentu poprzecznego obracającego szybowiec wokół osi podłużnej i reakcja płatowca zależą od masowej, geometrycznej i aerodynamicznej charakterystyki statku powietrznego, głównie zaś od aerodynamicznej charakterystyki lotki oraz tłumienia wywołanego zjawiskami towarzyszącymi obrotowi [1].

Tematem niniejszego artykułu jest charakterystyka czynników wpływających na wielkość momentu poprzecznego oraz wynikowych obciążeń skrzydła [4].

Geometryczna i aerodynamiczna charakterystyka lotki

Położenie lotki na skrzydle charakteryzuje (rys. 1):

- współrzędne początku y_p i końca y_k lotki,
- rozpiętość lotki $b_L = y_k - y_p$,
- głębokość lotki (stała lub zmienna wzdłuż rozpiętości) $\tau_L = (l_L/l)_y$.

Znając funkcję zmiany cięciwy wzdłuż rozpiętości $(l_L) = f(y)$ można wyznaczyć powierzchnię lotki:

$$S_L = \int_{y_p}^{y_k} (l_L)_y dy \quad (1)$$

przy czym za cięciwę lotki przyjmuje się odległość osi obrotu lotki od krawędzi spływu, mierzoną wzdłuż cięciwy profilu.

Wychylenie lotki o kąt β_L (dodatni dla wychyleń do dołu, ujemny dla wychyleń do góry) wywołuje zmianę kąta natarcia na skrzydle o wielość:

$$\Delta\alpha_L = \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\beta_L} \right)_{\tau_L} \cdot k_\beta \cdot \beta_L \quad (2)$$

gdzie:

$$\left(\frac{\partial\alpha}{\partial\beta_L} \right)_{\tau_L} = f(\tau_L) \text{ — funkcja głębokości lotki,}$$

k_β — współczynnik zależny od kąta wychylenia β_L .
Obie powyższe wielkości pokazano na rys. 2.

W przypadku gdy głębokość lotki jest zmienna z rozpiętością skrzydła, zależność $\Delta\alpha_L = f(\beta_L)$ tworzy pęk krzywych, z których każda odpowiada innej głębokości τ_L (rys. 3).

Rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła $Cz_N = f(y)$, w przypadku lotki nie wychylonej (rys. 4), po jej wychyleniu ulega modyfikacji wskutek superponowania nań przyrostu $\Delta Cz_L = f(y)$ wywołanego wychyleniem lotki (rys. 5), z uwzględnieniem wpływu na całą rozpiętość połówki płata (od $y = 0$ do $y = b/2$).

Ponieważ rozkład $Cz_N = f(y)$ jest symetryczny (identyczny

na lewym i prawym skrzydle), zaburzenie równowagi poprzecznej może być wywołane jedynie rozkładem $\Delta Cz_L = f(y)$ niesymetrycznym, ze względu na różny kierunek wychylenia lotki na lewym i prawym skrzydle [2].

W celu likwidacji momentu oporowego lotek, utrudniającego zakręt, stosuje się różnicowość wychyleń (do góry lotka jest wychylana o kąt większy niż do dołu), co powoduje, iż wartość ujemnego przyrostu wyporu na jednym skrzydle jest wyższa od przyrostu dodatniego na drugim. W wyniku tego wypadkowy przyrost współczynnika siły nośnej byłby ujemny, jednakże dla zachowania niezmienionej prędkości lotu należy zmienić (w tym przypadku powiększyć) kąt natarcia na skrzydle: przez sterowanie podłużne, o wartość $\Delta\alpha_s$. Wskutek tego na całym płacie pojawi się przyrost współczynnika siły nośnej

$$\Delta Cz_s = \left(\frac{dCz}{da} \right)_y \Delta\alpha_s \text{ o przebiegu proporcjonalnym do } Cz_N = f(y),$$

gdzie $\left(\frac{dCz}{da} \right)_y$ — pochylenie charakterystyki wyporowej w przekroju y .

Superpozycja rozkładów: $\Delta Cz_s = f(y)$ i $\Delta Cz_L = f(y)$ daje „zerowy” rozkład przyrostu współczynnika siły nośnej (rys. 6), równy:

$$\Delta Cz_{L0} = \Delta Cz_s + \Delta Cz_L \quad (3)$$

Wielkość kąta $\Delta\alpha_s$ określa zależność:

$$\Delta\alpha_s = \frac{-\Delta Pz_L}{q \cdot S \cdot \frac{dCz}{da}} \quad (4)$$

gdzie:

q — ciśnienie dynamiczne dla prędkości lotu V , przy której następuje wychylenie lotki,

S — powierzchnia nośna płata,

$\frac{dCz}{da}$ — pochylenie charakterystyki wyporowej $Cz = f(\alpha)$ całego płata,

$$\Delta Pz_L = \int_{-b/2}^{b/2} (\Delta Cz_L)_y l_y dy$$

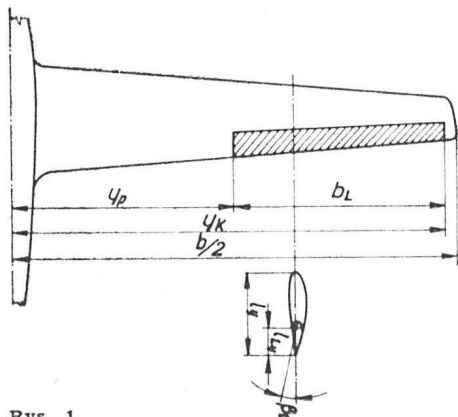
l_y — cięciwa w przekroju y ,

$(\Delta Cz_L)_y$ — przyrost współczynnika siły nośnej od wychylenia lotki (na lewym i prawym skrzydle), w przekroju y .
Całkowanie dotyczy całego płata, tj. od $(-b/2)$ do $(+b/2)$.

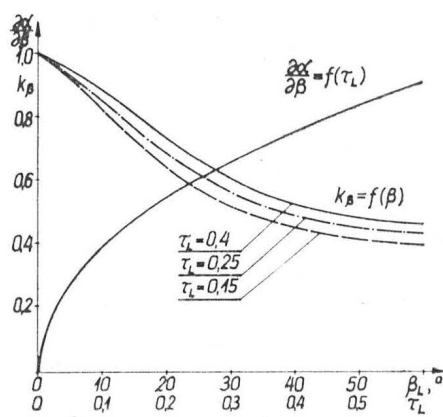
Moment przechylający

Moment przechylający jest wywoływany siłami jakie powoduje „zerowy” rozkład współczynnika siły nośnej:

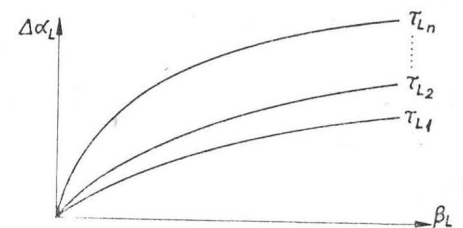
$$M_L = q \int_{-b/2}^{b/2} (\Delta Cz_{0L})_y l_y \cdot y \cdot dy = q \cdot A \quad (5)$$



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

gdzie:

$$A = \int_{-b/2}^{b/2} (\Delta C_{z_{oL}})_y \cdot y \cdot l_y \cdot dy$$

Osiąga on nominalną wartość w momencie pełnego wychylenia lotek, wzrastając w czasie wychylenia od początkowej wartości zerowej.

Pod wpływem momentu M_L szybowiec zostaje wprowadzony w ruch obrotowy względem osi podłużnej, zakreślając drogę kątową ψ (rys. 7).

Momenty tłumiące

Moment od skrzydła

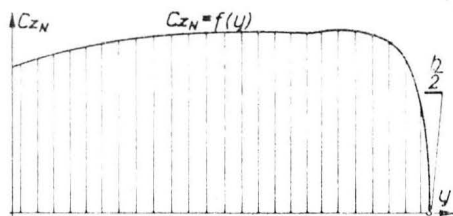
Ruch obrotowy szybowca odbywa się z prędkością kątową:

$$\omega_x = \frac{d\psi}{dt} \quad (6)$$

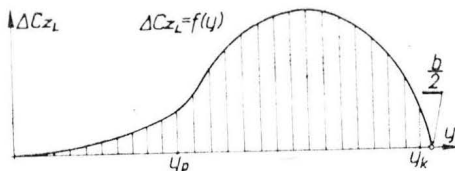
W przekroju skrzydła odległym o y od płaszczyzny symetrii szybowca (w której leży środek masy szybowca) dochodzi do zmiany kąta natarcia wywołanej obrotem:

$$\Delta a_{\omega} \approx \frac{d\psi}{dt} \cdot \frac{y}{V} \quad (7)$$

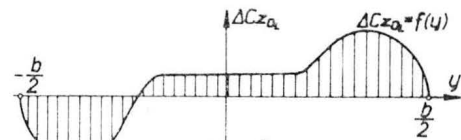
co jest powodem przyrostu współczynnika siły nośnej:



Rys. 4



Rys. 5



Rys. 6

$$\Delta C_{z_{\omega}} = \left(\frac{dC_z}{da} \right)_y \cdot \frac{d\psi}{dt} \cdot \frac{y}{V} \quad (8)$$

skierowanego przeciwnie do przyrostu wywołanego wychyleniem lotki. Przyrost ten stwarza moment tłumiący ruch obrotowy:

$$M_{\omega_s} = q \int_{-b/2}^{b/2} \left(\frac{dC_z}{da} \right)_y \cdot \frac{d\psi}{dt} \cdot \frac{y^2}{V} \cdot l_y \cdot dy \quad (9)$$

Zapisując:

$$B = \int_{-b/2}^{b/2} \left(\frac{dC_z}{da} \right)_y \cdot y^2 \cdot l_y \cdot dy$$

chwilową wartość momentu określa zależność:

$$M_{\omega_s} = \frac{q}{V} \cdot \frac{d\psi}{dt} B \quad (10)$$

Moment od usterzenia wysokości

Analogicznie jak dla skrzydła, moment tłumiący od usterzenia wysokości wynosi:

$$M_{\omega_H} = \frac{q_H}{V_H} \cdot \frac{d\psi}{dt} C \quad (11)$$

gdzie:

$$C = \int_{-b_H/2}^{b_H/2} \left(\frac{dC_{z_H}}{da_H} \right)_{y_H} \cdot y_H^2 \cdot l_{H_y} \cdot dy_H$$

Indeks H oznacza wielkości charakteryzujące usterzenie poziome.

W przypadku szybowców wielkość zmiany prędkości strugi spływającej ze skrzydła jest niewielka i można przyjąć

$$V_H \cong V, \text{ a tym samym } q_H \cong q.$$

Moment od usterzenia kierunku

Aerodynamicznie znacząca część usterzenia kierunku (rys. 8) zawiera się między współrzędnymi z_p i z_k . Mo-

ment tłumiący wywołany obrotem usterzenia pionowego wynosi:

$$M_{\omega_v} = \frac{q}{V} \cdot \frac{d\psi}{dt} D$$

gdzie:

$$D = \int_{z_p}^{z_k} \left(\frac{dC_{z_v}}{da_v} \right)_z \cdot l_{vz} \cdot z^2 \cdot dz$$

Indeks v oznacza wielkości charakteryzujące usterzenie pionowe.

Całkowity moment tłumiący

Całkowity moment tłumiący jest sumą składowych:

$$\begin{aligned} M_{\omega} &= M_{\omega_s} + M_{\omega_H} + M_{\omega_v} = \frac{q}{V} \cdot \frac{d\psi}{dt} (B + C + D) = \\ &= \frac{q}{V} \cdot \frac{d\psi}{dt} E \end{aligned} \quad (13)$$

Jednakże siła na usterzeniu pionowym wywołana obrotem względem osi podłużnej:

$$P_v = q \int_{z_p}^{z_k} \left(\frac{dC_{z_v}}{da_v} \right)_z \cdot \frac{d\psi}{dt} \cdot \frac{z}{V} \cdot l_z \cdot dz \quad (14)$$

wywołuje z kolei względem osi pionowej (rys. 9) moment:

$$M_z = P_v \cdot L_v \quad (15)$$

gdzie: L_v jest ramieniem siły P_v względem osi pionowej przechodzącej przez środek masy szybowca [3].

Moment M_z wywołuje obrót szybowca względem osi pionowej z prędkością kątową:

$$\omega_z = \frac{d\kappa}{dt} \quad (16)$$

gdzie: κ jest przemieszczeniem kątowym szybowca w trakcie obrotu względem osi pionowej.

Obrót ten jest przyczyną zróżnicowania prędkości opływu na lewym i prawym skrzydle, która w rozpatrywanym przekroju y wynosi:

$$V_y = V + \Delta V_y \quad (17)$$

Przyrost ten, w zależności od kierunku obrotu na jednej połowie płata jest dodatni ($\Delta V_y > 0$), na drugiej zaś ujemny ($\Delta V_y < 0$). W konsekwencji składowa wypadkowa momentu tłumiącego pochodząca od skrzydła (10) zostaje, wskutek obrotu wokół osi pionowej, zmodyfikowana do:

$$M_{\omega_s} = q \frac{d\psi}{dt} F \quad (18)$$

gdzie:

$$F = \int_0^{b/2} \left(\frac{dC_z}{da} \right)_y \left(\frac{1}{V + \frac{d\kappa}{dt} y} + \frac{1}{V - \frac{d\kappa}{dt} y} \right) y^2 \cdot b_y \cdot dy$$

$$\Delta V_y = \frac{d\kappa}{dt} y$$

Wypadkowy moment tłumiący przybiera wówczas postać:

$$M_{\omega} = q \frac{d\psi}{dt} \left(F + \frac{C + D}{V} \right)$$

przy czym wpływ prędkości kątowej ω_z na M_{ω_H} i M_{ω_v} , z powodu mniejszych rozpiętości usterzeń w porównaniu ze skrzydłem, może być pominięty.

Obrót szybowca

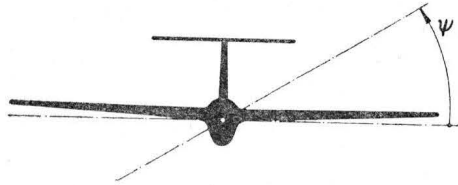
Moment przechylający szybowiec wywołuje przyspieszenie kątowe względem osi podłużnej, o maksymalnej wartości:

$$\frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{M_L}{J_x} \quad (20)$$

gdzie J_x jest momentem bezwładności szybowca względem osi podłużnej.

Przyspieszenie to osiąga wartość maksymalną w chwili początkowej (przy założeniu gwałtownego wychylenia lotek), a następnie maleje w miarę wzrostu tłumienia.

Chwilowa wartość przyspieszenia wynika z zależności:



Rys. 7

$$\frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{M_L - M\omega}{J_x} = \frac{q}{J_x} \left(A - \frac{E}{V} \cdot \frac{d\psi}{dt} \right) \quad (21)$$

względnie biorąc pod uwagę obrót wokół osi pionowej:

$$\frac{d^2\psi}{dt^2} = \frac{q}{J_x} \left[A - \left(F + \frac{C+D}{V} \right) \frac{d\psi}{dt} \right] \quad (22)$$

Równanie ruchu obrotowego szybowca względem osi podłużnej przedstawia zależność:

$$\frac{d^2\psi}{dt^2} + \left[\frac{q}{J_x} \left(F + \frac{C+D}{V} \right) \right] \frac{d\psi}{dt} - \frac{qA}{J_x} = 0 \quad (23)$$

Wraz z upływem czasu obrotu przyspieszenie kątowe maleje i po czasie t_0 spada do zera, a ruch staje się obrotem ustalonym z prędkością kątową wynikającą z zależności (23):

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{A}{F + \frac{C+D}{V}} = \omega_0 \quad (24)$$

W celu scharakteryzowania obrotu ustalonego często wprowadza się wielkość:

$$\bar{p} = \frac{\omega_0}{V} = \frac{A}{FV + C + D} \quad (25)$$

Podane wyżej zależności dotyczą ustalonej wartości prędkości lotu V . Zgodnie z przepisami budowy szybowców (np. OSTIV'76, JAR 22) sterowność charakterystyczna jest określana dla prędkości lotu $V = 1,4 V_s$, gdzie V_s jest prędkością przeciągnięcia szybowca w rozpatrywanej konfiguracji lotu.

Obciążenia skrzydła

W trakcie obrotu szybowca wokół osi podłużnej obciążenia skrzydła zmieniają się od stanu początkowego ($\omega_x = 0$) do ustalenia się obrotu ($\omega_x = \omega_{x0} = \text{const}$). Dla ustalenia wielkości obciążeń skrzydła należy przeanalizować oba stany graniczne.

Stan początkowy

Obciążenie skrzydła w momencie wychylenia lotek do nominalnego położenia, tj.:

- pełnego wychylenia (konstrukcyjnego) przy prędkości V_A ,
- 1/3 pełnego wychylenia przy prędkości V_D , jest superpozycją:
 - obciążenia w locie ustalonym przed wychyleniem lotek,
 - przyrostu obciążenia aerodynamicznego spowodowanego wychyleniem lotek,
 - przyrostu obciążenia masowego wywołanego przyspieszeniem kątowym obrotu.

Siła dynamiczna na skrzydle:

$$P_z = \int_{-b/2}^{b/2} (Cz_N + \Delta Cz_{oL} + \Delta Cz_s)_y \cdot l_y \cdot dy \quad (26)$$

gdzie: Cz_N — wielkość współczynnika siły nośnej, na skrzydle przed wychyleniem lotek (rys. 4).

Siła masowa:

$$P_m = - \int_{-b/2}^{b/2} \left(1 \pm \frac{M_L \cdot y}{J_x \cdot g} \right) \left(\frac{dQ_s}{dy} \right)_y \cdot dy \quad (27)$$

gdzie: Q_s — ciężar struktury skrzydła. Znak (+, -) dotyczy odpowiedniej połówki płata, z których jedna porusza się do góry, a druga do dołu.

Wypadkowa siła na skrzydle:

$$P = P_z + P_m \quad (28)$$

Moment gnący normalny w dowolnym przekroju płata y_0 , przy upraszczającym założeniu, że składowa normalna siły aerodynamicznej $P_N \approx P$, wynosi:

$$M_N = \int_{y_0}^{b/2} \left[(Cz_N + \Delta Cz_{oL} + \Delta Cz_s)_y \cdot l_y - \left(1 \pm \frac{M_L y}{J_x g} \right) \cdot \left(\frac{dQ_s}{dy} \right)_y \right] (y - y_0) \cdot dy \quad (29)$$

Obrót ustalony

W chwili ustalenia się obrotu obciążenie skrzydła jest superpozycją:

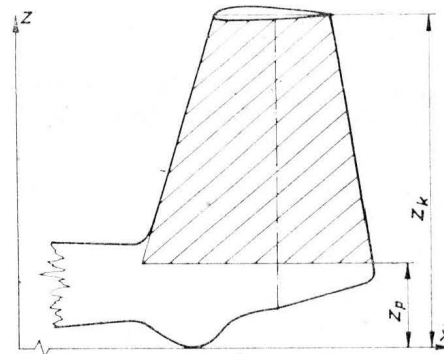
- obciążenia w locie ustalonym przed wychyleniem lotek,
- przyrostu obciążenia wywołanego wychyleniem lotek,
- przyrostu obciążenia wywołanego obrotem skrzydła.

Siła aerodynamiczna na skrzydle:

$$P_z = \int_{-b/2}^{b/2} \left[(Cz_N + \Delta Cz_{oL} + \Delta Cz_s)_y \pm \frac{\omega_0 y}{V} \cdot \left(\frac{dCz}{da} \right)_y \right] \cdot l_y \cdot dy \quad (30)$$

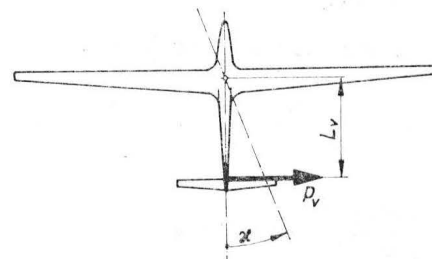
Siła masowa:

$$P_m = - \cos \psi_0 \int_{-b/2}^{b/2} \left(\frac{dQ_s}{dy} \right)_y \cdot dy \quad (31)$$



Rys. 8

gdzie: ψ_0 — kąt, jaki tworzy płaszczyzna cięciw z linią horyzontu w momencie ustalenia się obrotu. Podczas trwania obrotu ustalonego $\psi = f(t)$ i dla $\psi = 90^\circ$ oraz 270° siła



Rys. 9

masowa (normalna do płaszczyzny cięciw) znika, zaś dla 0° i 180° osiąga wielkość równą ciężarowi skrzydła.

Moment gnący normalny (przy założeniach jak dla stanu początkowego) w przekroju y_0 wynosi:

$$M_N = \int_{y_0}^{b/2} \left\{ \left[(Cz_N + \Delta Cz_{oL} + \Delta Cz_s) \pm \frac{\omega_0 y}{v} \left(\frac{dCz}{da} \right)_y \right] l_y + - \cos \psi_0 \left(\frac{dQ_s}{dy} \right)_y \right\} dy \quad (32)$$

cd. na s. 7

Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (II)

Dr inż. MICHAŁ LAGOSZ
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Wojskowa Akademia Techniczna

Tłumiki bez rozpraszania energii

Grupę tłumików ograniczających nadmierne amplitudy drgań bez rozpraszania energii ruchu drgającego tworzą tzw. tłumiki wahadłowe (jest stosowane również określenie: antywibratory wahadłowe). Tłumik wahadłowy tworzy masa zawieszona przegubowo na ramieniu wału korbowego. Oś obrotu tej masy nie pokrywa się z jej środkiem geometrycznym ani z osią obrotu wału korbowego. Jest to w zasadzie rodzaj wahadła fizycznego znajdującego się w polu przyspieszeń dośrodkowych.

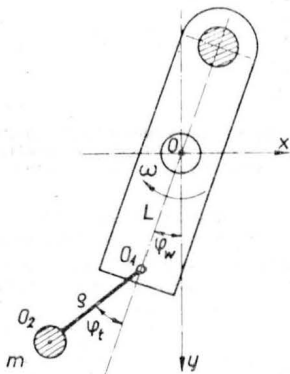
Na rys. 6 przedstawiono schemat najprostszego tłumika wahadłowego, składającego się z masy skupionej zawieszanej obrotowo na ramieniu ρ w punkcie O_1 . Punkt zawieszenia O_1 leży w odległości L od osi obrotu wału korbowego, tj. od punktu O . Podczas jednostajnego ruchu obrotowego wału masa ta, wskutek działania sił odśrodkowych, leży na prostej przechodzącej przez punkty O i O_1 . W przypadku wystąpienia drgań skrętnych wału, zarówno ramię wału jak i przegubowo zawieszona masa będą wykonywać okresowe ruchy drgające.

Równania ruchu ramienia wału i masy tłumika można przedstawić w postaci [2]:

$$\begin{aligned} (L + \rho)\ddot{\varphi}_w + \rho\ddot{\varphi}_t + L\omega^2\varphi_t &= 0 \\ I_w\ddot{\varphi}_w + C_w\dot{\varphi}_w - m(L + \rho)\omega^2L\varphi_t &= M_w \sin(\Omega t + \delta) \end{aligned} \quad (5)$$

gdzie:

- L — odległość punktu zawieszenia wahadła od osi obrotu wału korbowego,
- ρ — ramię wahadła, tj. odległość środka masy wahadła od osi jego obrotu,
- ω — prędkość kątowa wału korbowego,
- m — masa wahadła,
- I_w — masowy moment bezwładności ramienia wału korbowego,
- C_w — wypadkowa sztywność wału, tj. odcinków wału



Rys. 6. Schemat tłumika wahadłowego

cd. ze s. 6

Wnioski

- Sterowanie poprzeczne szybowcem wprowadza złożony stan zjawisk aerodynamicznych warunkujących obrót szybowca wokół osi podłużnej.
- Momentom obracającym towarzyszą aerodynamiczne momenty tłumienia i ich równowaga decyduje o ustaleniu się obrotu.
- Obrotowi wokół osi podłużnej towarzyszy sprzężony obrót dokoła osi pionowej, modyfikując zjawiska aerodynamiczne.
- Obciążenie aerodynamiczne skrzydła ulega w trakcie obrotu zmianie od stanu w momencie początkowym do chwili ustalenia się obrotu.

bezpośrednio przylegających do płaszczyzny zamocowania tłumika,

M_w — amplituda momentu wymuszającego,
 Ω — częstość momentu wymuszającego,
 φ_w, φ_t — kąty wychylenia ramienia wału i ramienia tłumika względem ich neutralnego położenia,
 δ — kąt przesunięcia fazowego momentu wymuszającego. Rozwiązanie powyższych równań ruchu przewiduje się w postaci:

$$\varphi_w = A_w \sin(\Omega \cdot t + \delta) \quad (6a)$$

$$\varphi_t = A_t \sin(\Omega \cdot t + \delta) \quad (6b)$$

Po wykonaniu niezbędnych działań otrzymuje się wzory określające amplitudy drgań ramienia wału:

$$A_w = \frac{M_w}{C_w - \Omega^2 \left[I_w + \frac{m(L + \rho)^2 L \omega^2}{L \omega^2 - \rho \Omega^2} \right]} \quad (7)$$

i tłumika:

$$A_t = \frac{M_w(L + \rho)\Omega^2}{(L\omega^2 - \rho\Omega^2)(C_w - I_w\Omega^2) - m(L + \rho)^2L\omega^2\Omega^2} \quad (8)$$

Ze wzoru (7) wynika, że wpływ tłumika wahadłowego na układ drgający sprowadza się do zwiększenia masowego momentu bezwładności ramienia wału o wartość drugiego składnika w nawiasie kwadratowym w tym wzorze. Niezwykle istotny jest fakt, że wartość ta zależy nie tylko od cech geometrycznych tłumika (tj. wymiarów i masy), ale również od prędkości obrotowej wału korbowego i częstości momentu wymuszającego. Jeśli dobrać się parametry tłumika w ten sposób, że:

$$\left(\frac{\Omega}{\omega} \right)^2 = \frac{L}{\rho} \quad (9)$$

to wartość momentu bezwładności ramienia wału razem z zamocowanym na nim tłumikiem wahadłowym będzie nieskończenie wielka. Jednocześnie, jak wynika to ze wzoru (7), amplituda drgań ramienia wału będzie równa zero. Oznacza to, że w płaszczyźnie zamocowania tłumika przy spełnieniu założenia (9) tworzy się węzeł drgań, natomiast tłumik będzie podlegał drganiom, których amplitudę można określić ze wzoru (8) po uwzględnieniu założenia

$$A_t = - \frac{M_w}{m(L + \rho)L\omega^2} \quad (10)$$

Wstawiając powyższą wartość do równania ruchu tłumika (6b), otrzymuje się:

$$\begin{aligned} \varphi_t &= - \frac{M_w}{m(L + \rho)L\omega^2} \sin(\Omega \cdot t + \delta) = \\ &= \frac{M_w}{m(L + \rho)L\omega^2} \sin(\Omega \cdot t + \delta + \pi) \end{aligned} \quad (11)$$

A zatem, jak wynika z powyższego wzoru, tłumik wychyla się w przeciwnej fazie do momentu wymuszającego.

Równanie (9) można zapisać następująco:

- Obciążenie masowe wywołane przyspieszeniem w ruchu obrotowym osiąga maksimum w fazie początkowej i znika w chwili ustalenia się obrotu.

- Obciążenie masowe pochodzące od przyspieszenia ziemskiego zmienia się wraz z cosinusem kąta, jaki tworzy płaszczyzna cięciw z horyzontem.

LITERATURA

1. D. CAMPBELL: Process Dynamics. J. Willey, New York, 1958
2. W. FISZDON: Mechanika lotu. PWN, Warszawa, 1961
3. W. NOWAKOWSKI: Aerodynamika i mechanika lotu. Podręcznik pilota szybowcowego. WKiŁ, Warszawa, 1966
4. W. STAFIEJ, J. PTAK: Aerodynamika skrzydła szybowca wyposażonego w kłapę o znacznej rozpiętości. Technika Lotnicza i Astronautyczna nr 11, 1978

$$k = \frac{\Omega}{\omega} = \sqrt{\frac{L}{\rho}} \quad (12)$$

gdzie: k — rząd harmonicznego momentu wymuszającego.

Powyższa zależność jest podstawowym wzorem dostrojenia tłumika wahadłowego do harmonicznego momentu rzędu k . Np. aby uzyskać dostrojenie tłumika do harmonicznego rzędu $k = 3,5$ w siedmiocyndrowym (czterosuwowym) silniku gwiazdowym, stosunek wymiarów L/ρ powinien wynosić $L/\rho = 12,3$.

Powyższe rozważania przeprowadzono bez uwzględnienia oporów ruchu masy tłumika. W rzeczywistości opory ruchu tłumika spowodują, że ramiona, do których zamocowano tłumiki, będą wykonywać drgania o amplitudzie tym większej, im większe będą opory ruchu tłumika.

Dołączenie tłumików wahadłowych do układu drgającego wiąże się z wzrostem liczby stopni swobody, dlatego zmienia się nie tylko częstość i postacie drgań swobodnych, ale również ich liczba. Wyznaczanie częstości drgań własnych układu z tłumikami wahadłowymi może być dokonane tak jak dla układu bez tłumików, z tym że momenty bezwładności mas z dołączonymi tłumikami wahadłowymi należy przyjąć w postaci:

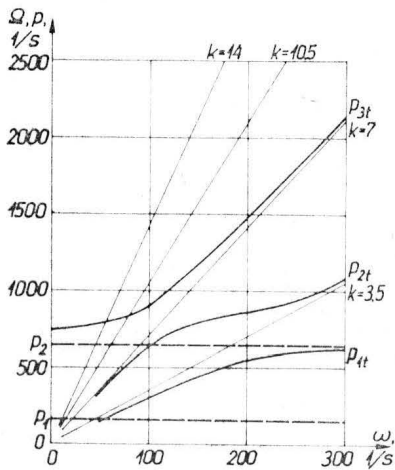
$$I_m = I_w + \frac{m(L + \rho)^2}{1 - \frac{\rho}{L} \left(\frac{p}{\omega}\right)^2} \quad (13)$$

gdzie: p — częstość kołowa drgań własnych układu.

Z powyższego wzoru wynika, że masowy moment bezwładności jest zależny od prędkości kątowej wału, a zatem częstości drgań własnych również będą zależne od prędkości kątowej wału.

Na rys. 7 przedstawiono wykres rezonansowy czternastocyndrowego silnika w układzie podwójnej gwiazdy z dwoma tłumikami, przy czym jeden dostrojono do harmonicznego rzędu $k = 3,5$, a drugi $k = 7$ [2]. Linia przerywaną zaznaczono częstości drgań własnych wału przy sztywnym zamocowaniu mas tłumików. Jak widać z rysunku, linie częstości wymuszających dla $k = 3,5$ i $k = 7$ nie przecinają linii częstości drgań własnych uwzględniających działanie tłumików, a zatem harmoniczne tych rzędów, na które dostrojono tłumiki, nie mogą wywołać drgań układu.

Powyższe rozważania elementarnej teorii tłumików wahadłowych przeprowadzono bez uwzględnienia masowego momentu bezwładności wahadła względem jego środka masy, zatem jest to model wahadła matematycznego. Rzeczywiste postacie konstrukcyjne tłumików wahadłowych mają masy rozłożone, dlatego, zachowując ważność dotychczasowych wniosków, należy przyjmować promień wahadła jako:



Rys. 7. Wykres rezonansowy wału korbowego silnika gwiazdowego: p_1, p_2 — częstości drgań własnych wału z usztywnionymi tłumikami, p_{1t}, p_{2t}, p_{3t} — częstości drgań własnych wału z uwzględnieniem działania tłumików wahadłowych

$$\rho = \frac{I_{s.m.} + ma^2}{m} \quad (14)$$

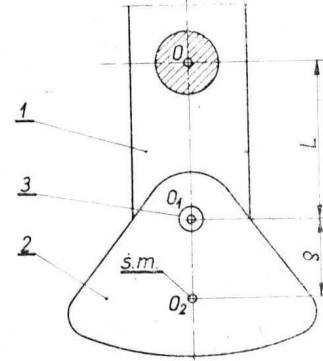
gdzie:

$I_{s.m.}$ — masowy moment bezwładności wahadła względem jego środka masy,
 a — odległość punktu obrotu od środka masy wahadła,
 m — masa wahadła.

Na rys. 8 przedstawiono schemat konstrukcyjny prostego tłumika wahadłowego, składającego się z masy zawieszonej obrotowo na sworzniu. Warunek dostrojenia tłumika do harmonicznego rzędu k po uwzględnieniu wzoru (14) przyjmuje postać:

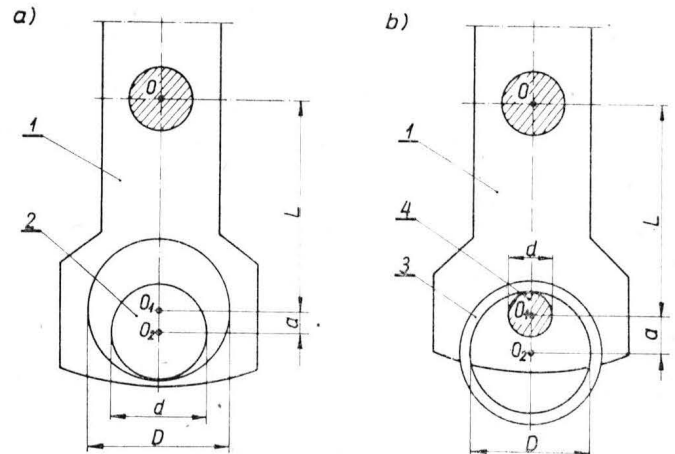
$$k = \sqrt{\frac{mLa}{I_{s.m.} + ma^2}} \quad (15)$$

Istotną wadą tego typu tłumika są znaczne opory ruchu masy tłumika wywołane tarciami na sworzniu mocującym.



Rys. 8. Prosty tłumik wahadłowy: 1 — ramię wału, 2 — wahadło, 3 — sworznień mocujący

Zmniejszenie oporów ruchu masy tłumika jest możliwe przez takie jej zawieszenie, aby ruch wahadłowy powodował wzajemne przetaczanie się współpracujących ele-



Rys. 9. Tłumiki Salomona: a) wewnętrzny, b) zewnętrzny; 1 — ramię wału korbowego, 2 — wewnętrzny krążek wahadłowy, 3 — zewnętrzny pierścień wahadłowy, 4 — sworznień

mentów w punkcie zawieszenia. Jedno z takich rozwiązań przedstawiono na rys. 9 (jest ono znane jako wewnętrzne i zewnętrzne krążki Salomona). Warunek dostrojenia tłumika wahadłowego z wewnętrznym krążkiem wyraża się wzorem:

$$k = \sqrt{\frac{mLd^2}{2(D-d) \left(I_{s.m.} + \frac{1}{4} md^2 \right)}} \quad (16)$$

lub po uwzględnieniu, że $I_{s.m.} = \frac{1}{4} md^2$

$$k = \sqrt{\frac{4L}{3(D-d)}} \quad (16a)$$

gdzie:

L — odległość środka otworu w ramieniu wału od osi obrotu wału korbowego,

D, d — średnica otworu i krążka (rys. 9a).

Natomiast dla zewnętrznych krążków (pierścieni) Salomona warunek dostrojenia ma postać:

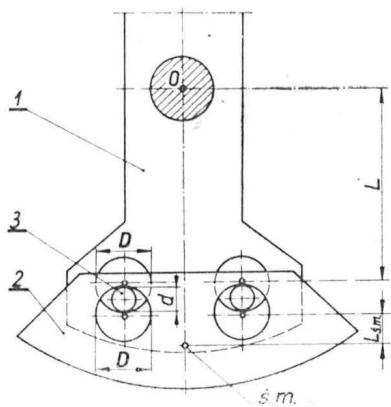
$$k = \sqrt{\frac{mLD^2}{2(D-d) \left(I_{s.m.} + \frac{1}{4} mD^2 \right)}} \quad (17)$$

gdzie:

D, d — średnica wewnętrzna pierścienia i sworznia (rys. 9b),

L — odległość osi sworznia od osi obrotu wału korbowego.

Bardzo częstym rozwiązaniem konstrukcyjnym jest wykorzystanie jako tłumika przeciwmasy służącej do wyrównowania silnika. Cel ten osiąga się dzięki wahadłowemu połączeniu przeciwmasy z ramieniem wykorbienia



Rys. 10. Tłumik wahadłowy z bifilarnym zawieszeniem: 1 — ramię wału, 2 — przeciwmasa wahadłowa, 3 — sworznie

dwoma sworzniami przechodzącymi przez otwory w ramieniu wału i przeciwmacie (rys. 10). Tłumiki tego typu są znane pod nazwą tłumiki bifilarne lub tłumiki wahadłowe Taylora. Masa tłumika, dzięki zawieszeniu w dwóch punktach, wykonuje płaski ruch równoległy, a zatem masowy moment bezwładności względem środka masy wahadła nie ma wpływu na dostrojenie. Warunek dostrojenia tłumika bifilarnego ma następującą postać:

$$k = \sqrt{\frac{L + L_{s.m.}}{D - d}} \quad (18)$$

gdzie:

D — średnica otworu w przeciwmacie i ramieniu wału,

d — średnica sworznia,

L — odległość osi otworów w ramieniu wału od osi wału,

$L_{s.m.}$ — odległość osi otworów w przeciwmacie od jej środka masy.

Z powyższego wzoru wynika, że masa tłumika nie wywiera wpływu na jego dostrojenie. Należy jednak pamiętać, że masa tłumika wpływa na amplitudę jego wahań — por. wzór (8) i (10). Przy amplitudzie $A_t > 0,1 \dots 0,2$ rad przedstawiony warunek dostrojenia traci swą ważność. Podobnie

w przypadku tłumików Salomona wystąpienie amplitud przekraczających podaną wartość stwarza możliwość zaistnienia poślizgów na współpracujących powierzchniach, co dodatkowo zmienia dostrojenie tłumika.

Tłumiki wahadłowe mogą być stosowane nie tylko pojedynczo. W silnikach, w których wały korbowe nie muszą być wyposażone w przeciwmasy wyrównowujące spotyka się tłumiki wahadłowe zgrupowane w osiowo-symetryczne zestawy na jednym końcu wału. W zestawie znajdują się tłumiki wahadłowe dostrojone parami do różnych harmonicznych.

Tłumiki wahadłowe umieszcza się w silnikach gwiazdowych w płaszczyznach przyłożenia momentów wymuszających drgania, a zatem najczęściej wykorzystuje się do tego celu wahadłowo zawieszane przeciwmasy. W niektórych konstrukcjach oprócz tłumika bifilarnego stosuje się krążki Salomona, przy czym na jednym ramieniu mogą znajdować się nawet dwa tłumiki, tak jak to jest w silniku PZL-3S. Każdy z tłumików tłumi wtedy inną harmoniczną momentu wymuszającego, a (wynika to z wcześniejszych rozważań) usytuowanie tłumików w płaszczyźnie przyłożenia momentu pozwala na izolację układu od harmonicznych, na które dostrojono tłumiki.

W silnikach rzędowych tłumiki umieszcza się w tym miejscu wału, w którym występują maksymalne amplitudy danej formy drgań, przy czym celowe staje się zastosowanie tłumików wtedy, gdy amplitudy te przekraczają wartości dopuszczalnych kątów skręcenia wału korbowego. Zasada ta dotyczy również tłumików ciernych równolegle włączonych w układ.

Wynika z tego również sposób dostrojenia tłumików wahadłowych, który powinien zapewnić wytłumienie tej harmonicznej, która powoduje niebezpieczne (pod względem amplitudy) drgania rezonansowe. W silnikach gwiazdowych z zasady są to harmoniczne rzędu będącego krotnością połowy liczby cylindrów. W silnikach lotniczych niekiedy dostraja się tłumiki do innych harmonicznych, będących rezultatem oddziaływania śmigła na układ drgający. W silnikach rzędowych tłumiki dostraja się w zależności od indywidualnych cech konstrukcji wału korbowego, który może wpadać w rezonans z dowolną harmoniczną momentu wymuszającego, lecz tłumi się tylko te, które zagrażają wytrzymałości i trwałości wału korbowego. Należy jednak podkreślić, że wprowadzenie tłumika do układu zmienia w istotny sposób, nie zawsze pozytywny, jego właściwości dynamiczne.

LITERATURA

1. P. DZIERŻANOWSKI, M. ŁYZWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI: Silniki tłokowe. WKŁ, Warszawa, 1981
2. A. W. SZTODA: Awiacionnyje dwigateli — dynamika, konstrukcja i rasczot na procznost. WWIA, 1951
3. W. P. TERSKICH: Rasczoty krutliwych kolebanij siłowych ustanowok. tom III. Sudpromgiz, Leningrad, 1954
4. S. ZIEMBA: Analiza drgań. tom II. PWN, Warszawa, 1959
5. Opisy techniczne i prospekty firmowe silników

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Warszawa-Okęcie zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. Zbiornik pożarniczy do samolotu (wynalazca: Andrzej Frydrychewicz).

Wzór użytkowy ma na celu zaprojektowanie zbiornika umożliwiającego porcjony zrzut z samolotu cieczy gaśniczej.

Zbiornik ma wewnątrz ściankę 1 usytuowaną w przybliżeniu pionowo i równoległą

do płaszczyzny symetrii samolotu. Ścianka ta dzieli wnętrze zbiornika na komory 2 i 3 zamykane u dołu pokrywami 4, 5 zaopatrzone w mechanizmy ryglujące zwalniane z kabiny pilota niezależnie od siebie.

Wzór użytkowy, opatrzony trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 2/1987 w klasie A62C pod nrem W.76873.

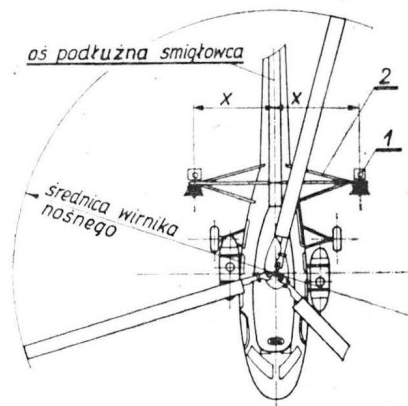
● WSK PZL-Świdnik, Świdnik, Polska zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Sposób i aparatura do wykonywania oprysków drobnokroplistych ze śmigłowca (autorzy: Henryk Załęski, Antoni Muszyński, Waldemar Rejak).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie wykorzystania zjawiska wiru zstępującego wytwarzanego przez wirnik nośny śmigłowca do rozprowadzania cieczy opryskującej.

Opryski wykonuje się w ten sposób, że rozdrobnioną przez atomizery ciecz kieruje się przez wir wytwarzany przez wirnik nośny śmigłowca w kierunku jego działania i formuje się w postaci pasa oprysku na ziemię.

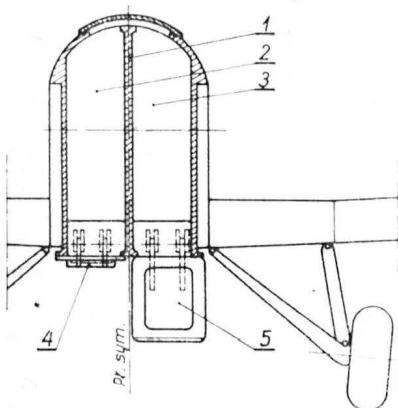
Aparatura charakteryzuje się tym, że ma dwa atomizery 1, umieszczone na małogabarytowej kratownicy 2 po obu stronach

kadłuba śmigłowca, po jednym z każdego boku, w pewnej odległości od osi podłuż-



nej śmigłowca, korzystnie w odległości x wynoszącej do 1/4 średnicy wirnika nośnego śmigłowca.

Skrót opisu patentowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 6/1987 w klasie B640, pod nrem P.254783.



Akaflieg Mü 30 Schlacro • RFN •

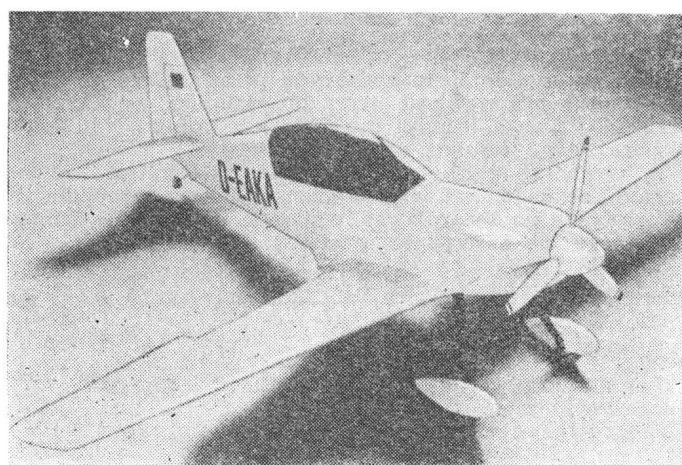
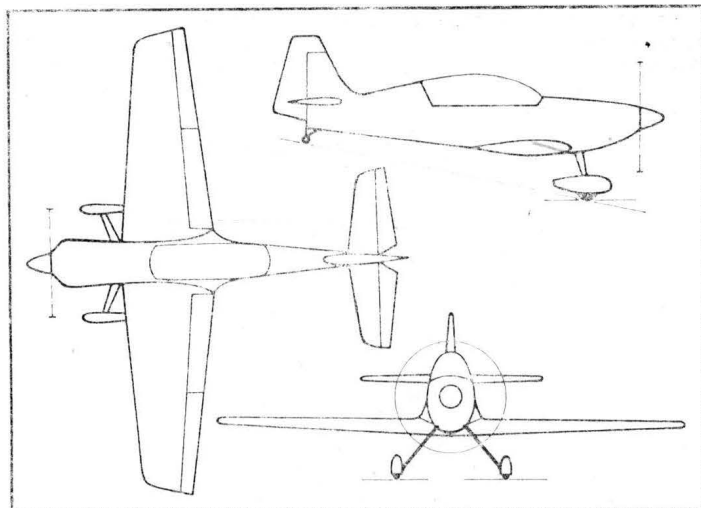
Samolot do holowania i akrobacji

Studenci monachijskiego Akafliegu (akademii lotniczej) zaprojektowali i zaczęli budować samolot Mü 30 Schlacro, który łączy cechy samolotu do holowania szybowców i samolotu do akrobacji (stąd nazwa wynikająca ze słów Schlepp i Acro). Koncepcja samolotu nie polega na prostym kompromisie, lecz ma za podstawę dokładną analizę wspólnych cech samolotu do holowania i samolotu akrobacyjnego, jak np. mała masa i duża moc, duża prędkość wznoszenia, mała prędkość minimalna, dobre właściwości startu i lądowania, małe siły na sterach, dobra widoczność z kabiny, sterowanie silnikiem za pomocą pojedynczej dźwigni. Natomiast specyficzną cechą samolotów akrobacyjnych jest symetria aerodynamiki w locie normalnym i odwróconym, co wymaga stosowania symetrycznych profili płata. Celem budowy samolotu o podwójnym przeznaczeniu jest zapewnienie ekonomii eksploatacji.

Trapezowy, jednocześnie płat, zaopatrzone w klapy wychylane w sposób ciągły w zakresie od 0 do 60°, jest wykonany z tworzyw zbrojonych włóknem węglowym i szklanym oraz z Aramidu. Podobną konstrukcją ma usterzenie. Natomiast konstrukcja kadłuba składa się ze szkieletu z rur stalowych pokrytego laminatem zbrojonym włóknem szklanym, Aramidem i blachami aluminiowymi. Stałe, dwukółowe podwozie ma sprężyste stalowe gołenie i osłony na kołach. Na dwukółowy układ podwozia zdecydowano się ze względu na masę i niekorzystny wpływ przedniego koła podwozia trójkołowego na sprawność śmigła. Do napędu zastosowano silnik Porsche PFM 3200, z tłumikiem, o mocy 156 kW (210 KM) z przestawialnym trójłopatowym śmigłem Hoffmann HO-V-123. Umieszczone w płacie zbiorniki paliwa mają pojemność 75 l. Dopuszczalne obciążenia konstrukcji wynoszą ±9,7 G przy masie samolotu 700 kg.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,70 m
Długość	7,30 m
Wysokość	2,20 m
Powierzchnia nośna	11,80 m ²
Wydłużenie	6,41
Masa własna	565 kg
Masa startowa	
do holowania	700 kg
maks.	850 kg
Wznoszenie	
maks.	9 m/s



Fot. Aerokurier

z szybowcem 15 m	7 m/s
z szybowcem dwumiejscowym	5 m/s
Długość startu na 15 m	270 m
Długość lądowania z 15 m	310 m
	W.K.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Automatyczny system mycia samolotów

Japan Air Lines są pierwszym przewoźnikiem, który uruchomił automatyczny system mycia samolotów AAWS (Automatic Aircraft Washing System). Planuje się, że powstanie on w 1987 r. w tokijskim porcie lotniczym Narita.

Stosowane obecnie metody mycia samolotów wymagają przez 4,5 godziny. Nowy system AAWS będzie obsługiwany przez jednego człowieka i umożliwi umycie B.747 w czasie nie dłuższym niż 45 min. Pozwoli to przede wszystkim na częstsze mycie samolotów: przy dotychczasowych metodach są one myte co 50÷60 dni; przy użyciu systemu AAWS będzie możliwe oczyszczenie powierzchni każdego samolotu JAL co ok. 30 dni. Obliczono, że system AAWS umożliwiający częstsze mycie samolotów zmniejszy opór aerodynamiczny samolotu o 0,038%.

Zasada funkcjonowania japońskiego systemu AAWS jest podobna do myjni samochodowej. Główny element stanowi

stała, bramowa konstrukcja (kratownica) o wysokości przeszło 25 m i szerokości 90 m. W różnych jej miejscach są zamocowane ruchome ramiona z obrotowymi szczotkami i końcówkami przewodów, z których pod dużym ciśnieniem wydostają się strumienie wody. Podobne urządzenia zamontowane na konstrukcjach ruchomych (suwnice) będą służyć do mycia dolnych powierzchni skrzydeł, gondoli i pylonów silnikowych oraz usterzenia. Specjalne urządzenia będą przeznaczone do mycia okien.

Praca całego systemu będzie nadzorowana przez jednego operatora, którego stanowisko ma się znajdować w kabinie umieszczonej na pewnej wysokości.

Oblicza się, że budowa systemu AAWS w porcie Narita będzie kosztować ok. 8 mln dol. JAL będzie go udostępniać odpłatnie innym przewoźnikom.

P.G.

Samolot szkolno-treningowy i szkolno-bojowy

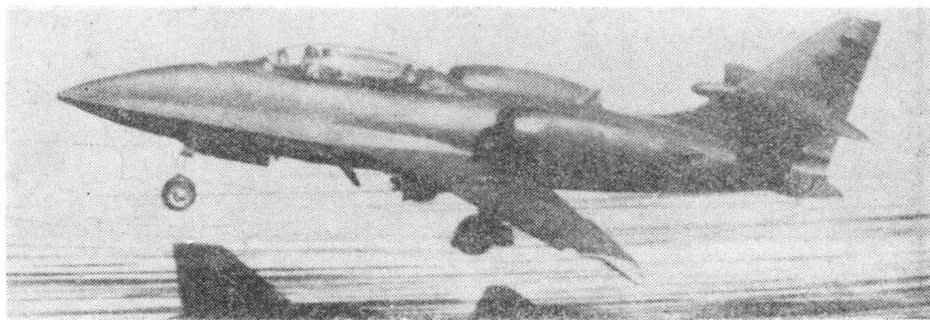
KONSTRUKCJA. Dwuśmiglowy, odrzutowy, całkowicie metalowy, dwumiejscowy dolnopłat.

Płat. Obrys dwutrapezowy z poszerzeniem przy kadłubie, profil laminarny pogrubiony przy kadłubie, wznios 3°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W nasadowej, poszerzonej i pogrubionej, przykadłubowej części skrzydła znajdują się integralne zbiorniki paliwowe i wnęki podwozia głównego. Szczelinowe klapy zajmują 60% rozpiętości. Lotki szczelinowe wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja lotek i klap klasyczna, metalowa. Końcówki skrzydeł typu winglet opuszczone ku dołowi, o konstrukcji metalowo-kompozytowej. Końcówki mogą być zastąpione zawieszanymi na końcach skrzydeł zbiornikami dodatkowymi. Pod każdym skrzydłem znajdują się 3 zaczepy do podwieszania uzbrojenia. Skrzydło jest adaptowane z samolotu Lockheed T-33, modyfikacje sprowadzają się do pogrubienia (ze względów aerodynamicznych) strefy przykadłubowej i umieszczenia w niej nowych zbiorników paliwowych oraz zmiany końcówek z owalnych na typ winglet.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. W nosku kadłuba mieści się wyposażenie radioelektroniczne. Kabina załogi z miejscami jedno za drugim. Fotele wyrzucane Stencel, usytuowane bez przewyższenia. Osłony kabiny dwuczęściowe: stały wiatrochron i otwierana w górę ku tyłowi osłona. Kształt oszklenia wiatrochronu i osłony nierozwijałny. Pod przednią częścią kabiny załogi znajduje się wnęka podwozia przedniego. Za kabiną wewnątrz kadłuba mieści się zbiornik paliwowy oraz wnęki kół podwozia głównego. Po obu stronach kadłuba znajdują się kanały wlotowe powietrza do silnika, których wewnątrz wykorzystano na umieszczenie zbiorników paliwowych. Cała środkowa część kadłuba jest adaptowana bez większych zmian z samolotu T-33. W tylnej części kadłuba poprzeczne belki, służące do mocowania silników. Tył kadłuba zakończony stożkowo i piasko ściętymi. Wloty powietrza, znajdujące się w środkowej części kadłuba, są oprofilowane od przodu długimi owiewkami, nadającymi przekrojowi przedniej części kadłuba kształt gruszki. Na całej długości przedniej części kadłuba, od noska do nasady skrzydeł, umieszczono poziomo listwy — kierownice opływu.

Usterzenie. Usterzenie w układzie krzyżowym. Obrisy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Stateczniki konstrukcji wielodźwigarowej, całkowicie metalowe. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, o zunifikowanej konstrukcji. Na sterze kierunkowym nastawiana na ziemi klanka wyważająca. Na obu segmentach steru wysokości klapy odciążająco-dociążające i wyważające. Końcówki usterzeń kompozytowe. Usterzenie uzupełnione dwiema podłużnymi brzechwami o trapezowym obrzucie, umieszczonymi pod tylną częścią kadłuba. Pod usterzeniem pionowym zasobnik spadochronu hamującego. Usterzenie jest całkowicie nowym zespołem, skonstruowanym specjalnie dla samolotu Skyfox.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedaly) zdwojone. Układy sterowania linkowo i



linkowo-popychaczowe. Klapy wychylane hydraulicznie, klapy wyważające i dociążająco-odciążające — elektrycznie. Układy sterowania w większości adaptowane z samolotu T-33.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnek w kadłubie i skrzydłach. Podwozie przednie z golenia teleskopowa, sterowane koło na półwiedle. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi, koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Podwozie w całości adaptowane z samolotu T-33.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbowentylatorowe Garrett TFE 731-3A o ciągu 1675 daN każdy. Silniki umieszczone z obu stron kadłuba za skrzydłem i umocowane do poprzecznych belek wkomponowanych w strukturę tylnej części kadłuba. Przejście między gondolami silników a kadłubem oprofilowane podłużnymi owiewkami.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe (976 l), kadłubowy (359 l) i zbiorniki umieszczone w kanałach wlotowych (2x870 l); łączna pojemność 3075 l, możliwość zawieszenia na końcach skrzydeł zbiorników dodatkowych o pojemności 870 l każdy. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, służy do wychylania klap oraz chowania i wypuszczania podwozia. Elektryczna — napięcie 24/28 V prądu stałego i 26/115 V/400 Hz prądu przemiennego, 2 prądnice, 2 akumulatory, prądnica awaryjna, przetworniki napięcia. Tlenowa — zbiornik ciekłego tlenu, parownik, podgrzewacz, maski załogi.

Wyposażenie. Zdwojony zestaw przyrządów. Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i monitorii Collins Pro Line II, przyrządy kontroli zespołu napędowego Marconi (prod. kanadyjskiej), systemy łączności, systemy sterowania uzbrojeniem.

Uzbrojenie. Wyłącznie podwieszane na 6 zaczepach podskrzydłowych — różne zestawy zasobników z bronią strzelecką i pociskami niekierowanymi, bomby różnego typu i przeznaczenia.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Historia samolotu Skyfox sięga ostatnich lat II wojny światowej. W zakładach Lockheed opracowano wtedy jeden z pierwszych amerykańskich myśliwców o napędzie odrzutowym przeznaczony do produkcji seryjnej. Był to F-80 Shooting Star, oblatany w 1944 r. W 1948 r. opracowano jego dwumiejscową wersję treningową T-33 nazwaną Tweety

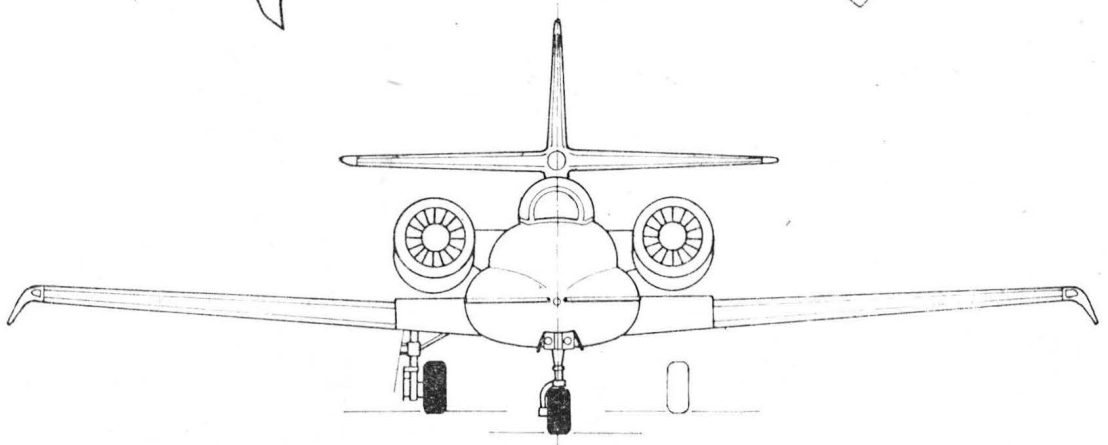
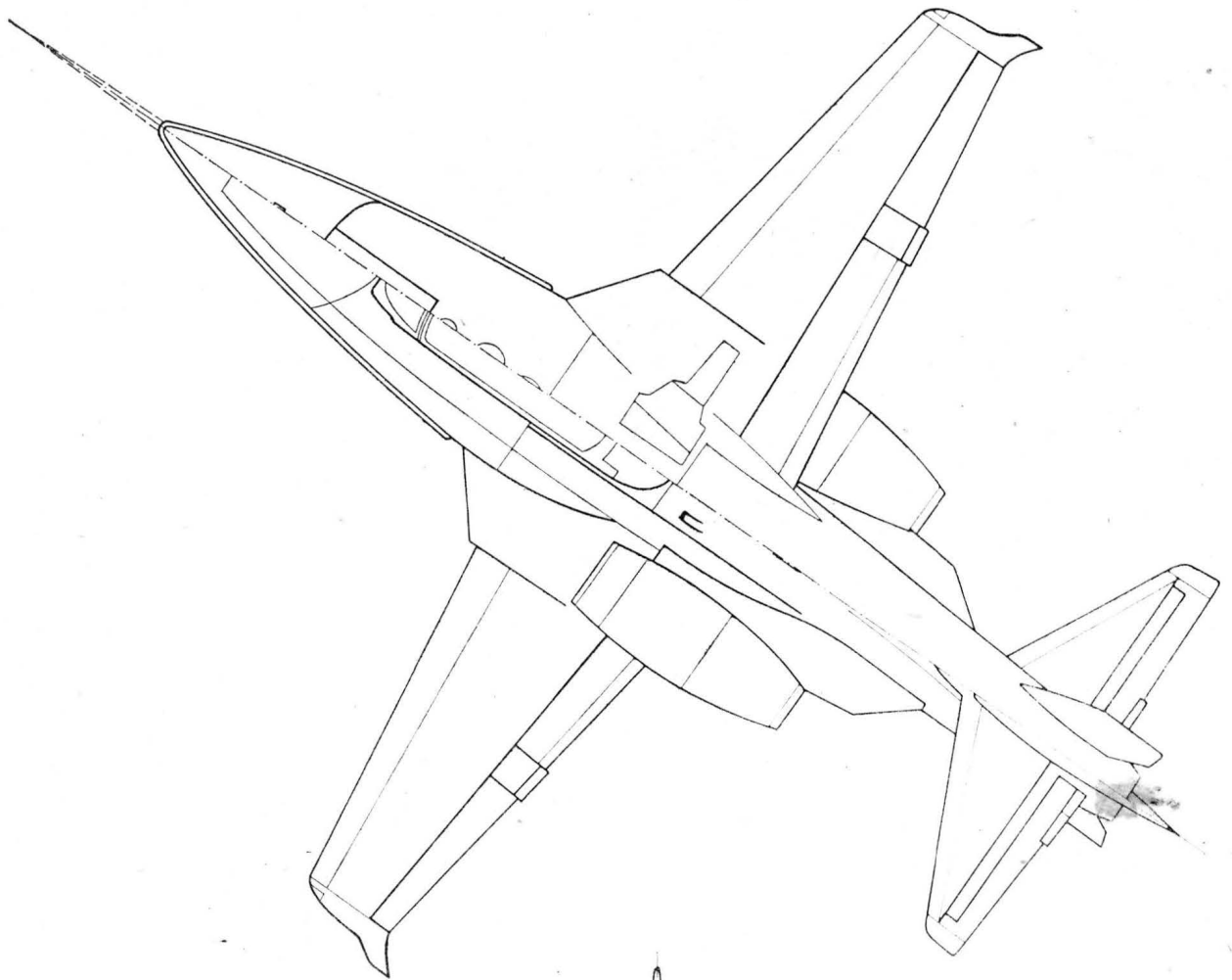
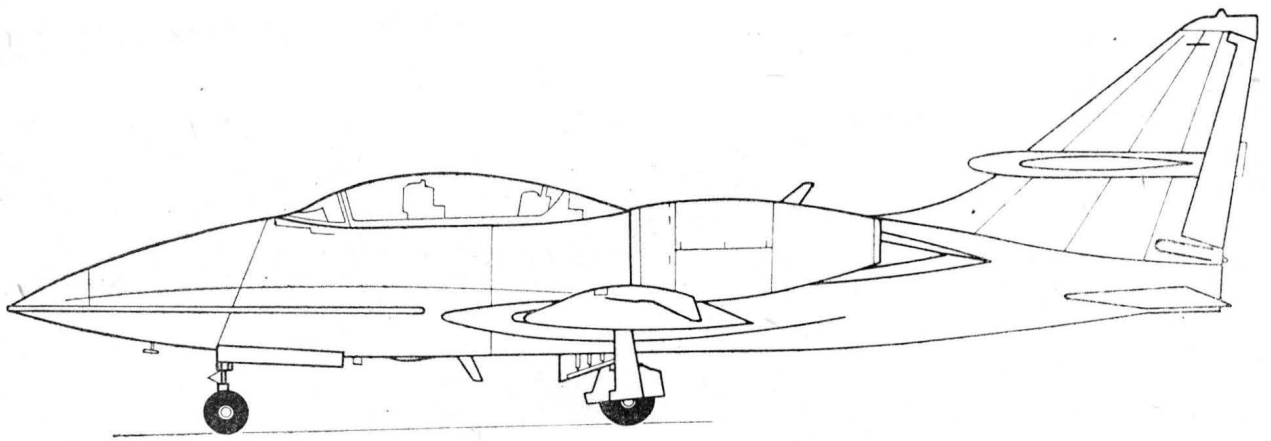
Bird (przyjęła się jednak skrócona nazwa Tweety) i wyposażona w silnik Allison J33 o ciągu ok. 2000 daN, z kadłubem przedłużonym o 0,98 m w porównaniu z F-80. T-33 stał się wkrótce jednym z najpopularniejszych samolotów szkolno-treningowych i protoplastą następných dwumiejscowych wersji samolotów myśliwskich, wyposażonych w radar i silnik o większym ciągu — F-94A i F-94B (oblatane w 1950 r.) oraz F-94C (oblatany w 1953 r.). Myśliwce te brały udział w wojnie koreańskiej. Samoloty T-33 uznano za tak udane, że przez pewien czas były one w USA podstawowym sprzętem do szkolenia pilotów wojskowych, uprzednio jedynie „oswojonych” z lataniem na lekkich samolotach z napędem śmigłowym — pilotów tych od razu szkolono na odrzutowcach w celu uniknięcia tworzenia, a następnie likwidowania zbędnych nawyków wynikających z różnicy charakterystyki sterowania samolotem śmigłowym w porównaniu z odrzutowcem. System ten okazał się jednak bardzo kosztowny i mniej efektywny niż się spodziewano. W 1956 r. T-33 doczekał się kolejnej wersji rozwojowej. Był to samolot szkolno-treningowy T2V-1, zaprojektowany dość nowocześnie, z wyraźnym przewyższeniem fotela instruktora nad fotelem ucznia oraz wyposażony w hak do chwytania lin hamujących na pokładach lotniskowców. Ogółem zbudowano ok. 5800 egz. samolotu T-33, z których ponad 1500 było jeszcze użytkowanych na początku lat osiemdziesiątych. Ta właśnie znaczna ich liczba oraz brak części zamiennych do starych silników J33 zadecydowały o podjęciu opracowania kolejnej wersji rozwojowej samolotu T-33, wyposażonej w 2 silniki o ciągu większym o 60% przy równoczesnym obniżeniu masy zespołu napędowego o ok. 17% i obniżeniu zużycia paliwa aż o 45%. Także okres międzynaprawczy nowych silników jest 10-krotnie dłuższy niż starych J33. Opracowanie nowego samolotu, nazwanego Skyfox, podjęto na początku lat osiemdziesiątych w utworzonej w tym celu firmie Skyfox Co. Zachowano bez zmian 70% struktury samolotu T-33, wolne przestrzenie w kadłubie pozostałe po wlotach powietrza do silników wykorzystano na zbiorniki paliwa, zastosowano fotele wyrzucane i najnowsza awionika. Prototyp samolotu Skyfox oblatano 23 sierpnia 1983 r. Oferowany czas przebudowy samolotu T-33 na Skyfoxa wynosi 3-4 miesięcy. Powstanie samolotu Skyfox jest niewątpliwie przykładem wyjątkowo udanej i obiecującej koncepcji przedłużenia okresu eksploatacji starzych, lecz gwarantujących długotrwala jeszcze sprawność techniczną samolotów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,84 m
Długość	14,02 m
Wysokość	3,76 m
Cięciwa skrzydła u nasady	2,79 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,06 m
Rozpiętość usterzenia	4,83 m
Rozstaw podwozia	2,67 m
Powierzchnia skrzydła	22,22 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,3
Masa własna	3856 kg
Masa startowa maks. (bez podwieszeń)	6532 kg
Masa na podwieszeniach maks.	2700 kg
Obciążenie powierzchni	294 kg/m ²
Obciążenie ciągu	1,95 kg/daN

Prędkość maks. na dużej wysokości	0,8 Ma
Prędkość maks.	926 km/h
Prędkość maks. przy ziemi	833 km/h
Prędkość podejścia	195 km/h
Prędkość lądowania	176 km/h
Wznoszenie maks.	50,8 m/s
Czas wznoszenia na 9150 m	480 s
Pełap maks.	15 240 m
Zasięg norm.	3600 km
Zasięg maks.	5500 km
Długość startu na 15 m	670 m
Długość lądowania z 15 m	1097 m
Dobieg	488 m
Współczynniki obciążeń konstrukcji	n = +7,33/-3,5

T.M.

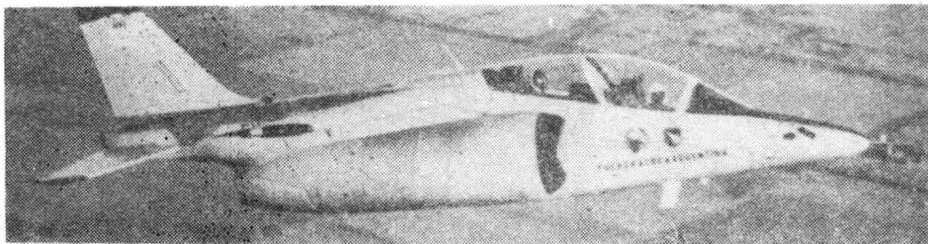


Samolot szkolno-treningowy i szkolno-bojowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy, jednosilnikowy, odrzutowy, dwumiejscowy grzbietopłat.

Płat. Obrys trapezowy, profil u nasady Dornier DoA-7 (grubość względna 14,5%), przy końcówce Dornier DoA-8 (grubość względna 12,5%), wznios ujemny 3°. Konstrukcja jednoczęściowa, dwudźwigarowa, półskorupowa fail safe. W kesonach międzyczłonowych integralne zbiorniki paliwowe. Na nosku skrzydła w pobliżu kadłuba umieszczono małe kierownice opływu. Pod każdym skrzydłem po 2 zaczepy do podwieszania pylonów z uzbrojeniem. Szczelinowe klapy typu Fowlera zajmują 67% rozpiętości. Każda klapa jest zawieszona na 3 wspornikach. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie, wychylenia lotek 23° w górę i 17° w dół. Konstrukcja lotek i klap klasyczna, metalowa. Końcówki skrzydła kompozytowe, są w nich umieszczone światła pozycyjne i specjalne lampki luminescencyjne ułatwiające nocne loty w szyku.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa fail safe. W nosku kadłuba mieści się wnęka podwozia przedniego, a nad nią zasobnik ciekłego tlenu i podzespoły instalacji tlenowej oraz rezerwa miejsca na inne wyposażenie. Wnętrze noska jest dostępne przez luk z lewej strony, przed którym jest umieszczona rączka awaryjnego otwierania osłony kabiny. Kabinowa część kadłuba mieści 2 fotele usytuowane jeden za drugim. W prototypach stosowano fotele wyrzucane Martin Baker Mk.AR 8LM i Stencel SIIIS-3IA63, w samolotach seryjnych są przewidziane fotele ACES II. Fotel tylny umieszczony znacznie wyżej niż przedni. Całe wnętrze, rozmieszczenie wyposażenia, geometria table i pulpityw starannie opracowane ergonomicznie. Oszkleenie kabiny dwuczęściowe: stały wlotochron z szybą o rozwijalnym kształcie i podnoszona w górę ku tyłowi osłona z dwóch szyb kształtowanych przestrzennie i mocowanych do metalowej ramy. Na środkowym łuku ramy wewnątrz kabiny jest umieszczona lusterko wsteczne dla instruktora. Osłona kabiny unoszona do góry ze wspomaganie hydraulicznym, teleskopowym podnośnik znajduje się za przednim fotelem. Pod kabinową część kadłuba umieszczono anteny urządzeń radionawigacyjnych oraz wychyłany z podkadłubowej wnęki wiatraczek napędzający awaryjną pompę hydrauliczną. Po obu stronach kadłuba znajdują się wloty powietrza do silnika. Są one zaopatrzone w oddzielacze warstwy przyściennej. W ich obudowach mieszczą się wnęki podwozia głównego oraz podzespoły wyposażenia i instalacji pokładowych. Przekrój kanałów wlotowych półowalny, przechodzący w kołowy przed silnikiem. Kanały wykonane z kompozytu węglowo-epoksydowego. Za kabina załogi, w rozwidleniu kanałów wlotowych, jest umieszczony zbiornik paliwowy. Pod kadłubem znajdują się zaczepy do podwieszania pojedynczego zasobnika z uzbrojeniem. Tylna część kadłuba mieści wyposażenie radioelektryczne, instalacje klimatyzacyjną i niewielki bagażnik, dostępny z lewej strony. Są na niej umieszczone płytowe hamulce aerodynamiczne o konstrukcji metalowej. Tył kadłuba jest zakończony duża



stożkową owiewką z kompozytu szklano-epoksydowego. Silnik jest umocowany pod tylną częścią kadłuba w otwartym od dołu kanale obudowanym strukturą płatowca i dostępny po otwarciu i częściowym odjęciu dolnych pokryw i osłony dyszy wylotowej. Na kadłubie są umieszczone pasy z tworzywa odbłaskowego, mające ułatwiać nocne loty w szyku. Wchodzenie do kabiny umożliwiają stopnie umieszczone na lewym boku kadłuba i obudowie lewego wlotu powietrza do silnika.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Usterzenie poziome płytowe o ujemnym wzniosie. Konstrukcja usterzenia poziomego jednoczęściowa, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Statecznik pionowy trójdzwigarowy. Ster kierunku o konwencjonalnej konstrukcji metalowej. Końcówki usterzenia z kompozytu szklano-epoksydowego.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Układ sterowania lotkami popychaczowy ze wspomaganie hydraulicznym. Usterzenie wysokości wychyłane hydraulicznie. Ster kierunku wychyłany za pomocą układu linkowo-popychaczowego ze wspomaganie hydraulicznym. Klapy skrzydła i hamulce aerodynamiczne wychyłane hydraulicznie. System zasilania wzmacniaczy hydraulicznych — zdwojony.

Podwozie. Trójzespołowe, chowane hydraulicznie do wnęk w kadłubie. Podwozie przednie sterowane, koło na wahaczowym półwidelcu. Podwozie główne z kołami na wahaczach. Amortyzacja olejowo-gazowa. Hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwoślizgowym na kołach głównych. Pokrywy wnęk podwozia zamykane po schowaniu i wypuszczeniu podwozia dla ochrony wnętrza konstrukcji przed zanieczyszczeniem. Awaryjne wypuszczenie podwozia grawitacyjno-aerodynamiczne po ręcznym otwarciu zamków. Wymiary ogumienia: przednie — 0,38x0,15 m, główne — 0,65x0,10 m.

Zespół napędowy. Silnik turbowentylatorowy Garrett TFE 731-2-2N o ciągu statycznym 1558 daN i przelotowym 335 daN na wvs. 12 200 m przy prędkości 0,8 Ma. Przewidziana możliwość zabudowy silnika TFE 731-5 o ciągu statycznym 1913 daN.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o poj. 550 l i miękki zbiornik kadłubowy o poj. 418 l (tj. łącznie 968 l), możliwość podwieszenia na wewnętrznych, przykadłubowych pylonach skrzydłowych zbiorników dodatkowych (2x207 l), napełnianie instalacji grawitacyjne lub ciśnieniowe. Elektryczna — napięcie 28 V pra-

du stałego i 115/26 V/400 Hz prądu przemienne, prądorozrusznik 11,5 kW, przekładnik statyczny, akumulator. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, sieć dwuobwodowa, 2 pompy napędzane od silnika, pompa awaryjna napędzana wiatrakiem wysuwającym z kadłuba, instalacja zasilająca obwody sterowania płatowcem, służy do chowania i wypuszczania podwozia oraz otwierania i zamykania kabiny. Klimatyzacyjna — zasilana z upustu sprężarki silnika. Tlenowa — zbiornik z ciekłym tlenem, parownik, podgrzewacz, maski załogi; pojemność instalacji umożliwia długotrwałe loty na dużej wysokości.

Wyposażenie. Zdwojony zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli silnika, ADF, DME, VOR/VTS, IFF, system łączności VHF, możliwość zainstalowania systemu nawigacyjnego OMEGA, komputer sterowania lotem.

Uzbrojenie. Celownik SAAB RGS-2 lub Ferranti Mk.195, uzbrojenia stałego brak. Możliwość podwieszania pod kadłubem zasobnika z działkiem DEFA 553 kal. 30 mm z zapasem 145 naboju, zasobnika ETNA TMP-5 z dwoma karabinami maszynowymi kal. 7,62 mm lub bomby 500 kg. Na zaczepach podskrzydłowych mogą być zawieszane bomby, zasobniki FFAR z pociskami niekierowanymi kal. 68 mm, zasobniki — miotacze bomb kulkowych Alkan 531 lub bomby szkolne. Nośność zaczepów: 250 + 400 + 500 + 400 + 250 kg.

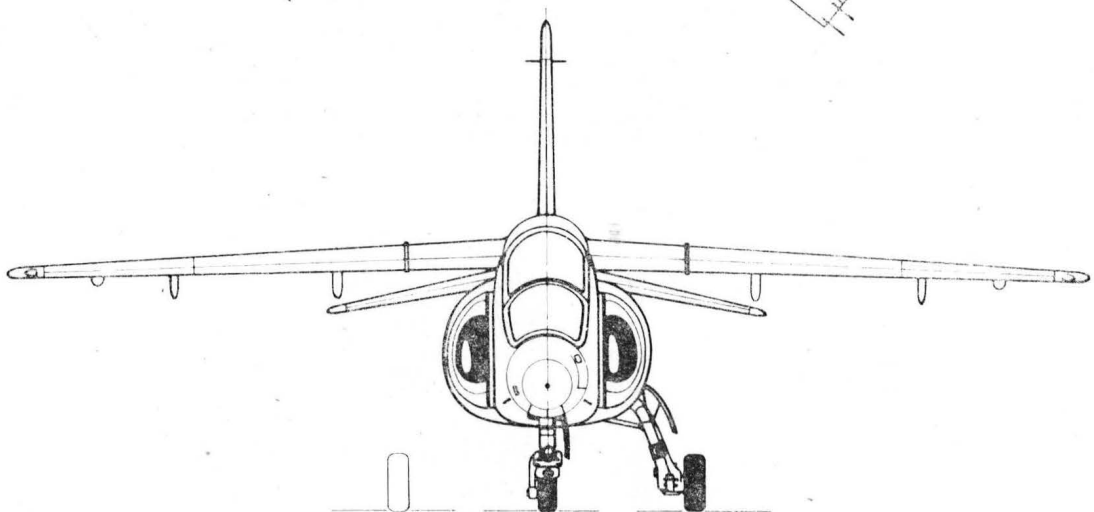
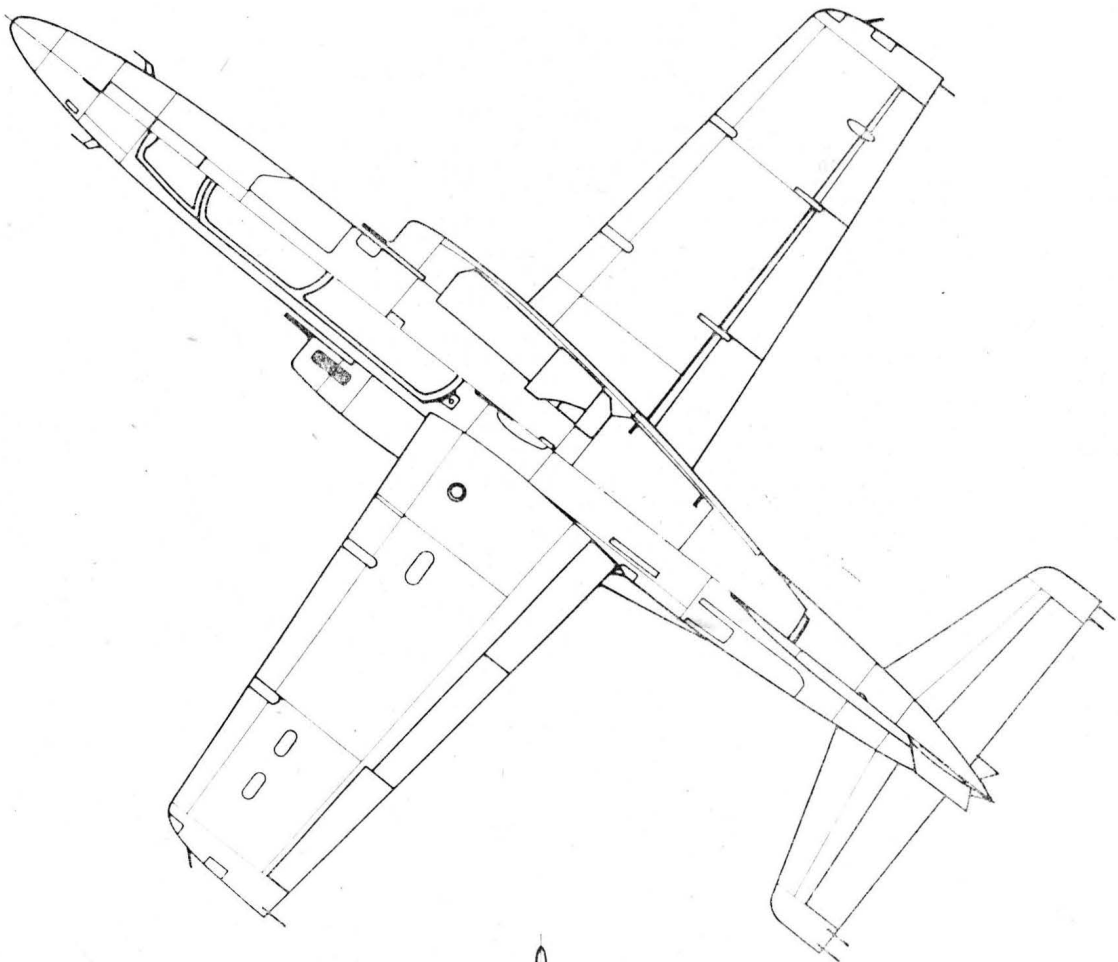
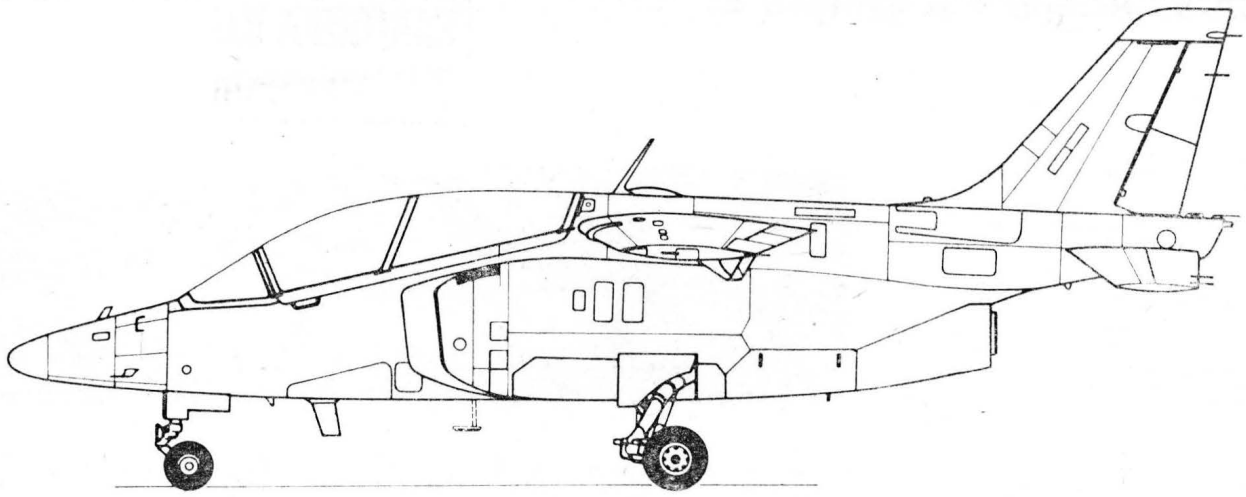
KOZWÓJ KONSTRUKCJI. Koncepcja tego samolotu, dorównującego obecnie światowemu poziomowi, sięga połowy lat 70. Realizację programu jego budowy rozpoczęto w 1979 r. rozpatrując kolejno 7 podstawowych wariantów projektu, różniących się układem (dolnopłat — grzbietopłat), liczbą silników i ich usytuowaniem. W trakcie prac projektowych nawiązano współpracę z firmami Dornier (RFN), Messier-Hispano-Bugatti (Francja) i IAI (Izrael). Prototypy samolotu nazwanego Pampa były budowane w zakładach FMA (Fabrica Militar de Aviones) w Kordobie. Pierwszy z nich ukończono w sierpniu 1984 r. i oblatano 6 października 1984 r.; w 1985 r. wystawiono go na Salonie Paryskim. Drugi prototyp oblatano 7 sierpnia 1985 r. Zakupem samolotu jest zainteresowane lotnictwo wojskowe Argentyny (Fuerza Aerea Argentina), które ma otrzymać w latach 1989 i 1990 odpowiednio 14 i 36 egz. samolotu. IA-63 Pampa ma szanse stać się dobrym wyrobem eksportowym argentyńskiego przemysłu lotniczego ze względu na ekonomiczny silnik i obiecujące osiągi. Samolot odpowiada przepisom amerykańskim MIL-S-83691.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,68 m
Długość	10,92 m
Wysokość	4,28 m
Rozpiętość usterzenia	4,58 m
Baza podwozia	4,42 m
Rozstaw podwozia	2,66 m
Przewyższenie fotela tylnego nad przednim	0,35 m
Powierzchnia skrzydła	15,63 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,35 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	2,52 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,0
Wydłużenie usterzenia	4,8
Masa własna	2598 kg
Masa na podwieszeniach maks.	1160 kg
Masa startowa (bez podwieszeń)	3800 kg
Masa startowa maks.	4860 kg
Masa do lądowania typowa	3300 kg

Obciążenie powierzchni maks.	311 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	3,12 kg/daN
Prędkość dopuszczalna	0,81 Ma
Prędkość maks.	839 km/h
Prędkość przelotowa	747 km/h
Prędkość podejścia	222 km/h
Prędkość min.	143 km/h
Prędkość startu norm.	176 km/h
Wznoszenie maks.	27,4 m/s
Pułap maks.	12 900 m
Zasięg bez zbiorników dodatkowych	2492 km
Bojowy promień działania (lo-lo-lo)	854 km
Bojowy promień działania (hi-lo-hi)	1271 km
Rozbieg	400 m
Start na 15 m	640 m
Lądowanie z 15 m	830 m
Dopuszczalny wiatr boczny	46 km/h
Współczynniki obciążeń konstrukcji	n = +7/-3

T.M.



Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (V)

1 — lot	1 — полет	1 — let	1 — let
2 — rozruch	2 — пускане (на двигателя)	2 — spouštění	2 — puštanje
3 — lotnisko	3 — летище	3 — letiště	3 — aerodrom, sletišče, vazduhoplovni pristanište
4 — droga startowa; pas startowy	4 — писта на излитане (и качане), аерописта	4 — přistávací dráha, vzletová d.	4 — poletno-sletna staza; letišče
5 — start	5 — излитане	5 — start, vzlet	5 — zalet, start
6 — rozbieg	6 — разбег при и.	6 — rozjezd (letadla při startu)	6 — zalet
7 — wznoszenie	7 — издигане	7 — stoupání	7 — penjanje
8 — tor lotu	8 — траектория	8 — dráha letadla, cesta l.	8 — staza letenja
9 — lot poziomy	9 — горизонтален полет	9 — vodorovný let	9 — horizontalan let
10 — zakręt	10 — завой, вираж	10 — zatáčka	10 — skretanje, zaokret
11 — ślizg	11 — пльзгане	11 — skluz, sklouznutí	11 — kliženje
12 — schodzenie, zniżanie	12 — спускане	12 — sestupný let, sestup	12 — sniženje; spuštanje
13 — lot ślizgowy	13 — планираш полет; планиране	13 — klouzavý let	13 — kliženje
14 — lądowanie	14 — качане	14 — přistání	14 — sletanje
15 — l. bez widoczności	15 — к. по уреди, сляпо к.	15 — p. podle přístrojů	15 — s. (na) slepo
16 — l. przymusowe	16 — принудительно к.	16 — nouzové p.	16 — prinudno s.
17 — wodowanie	17 — к. във вода; приводняване	17 — p. na vodu	17 — spuštanje na more
18 — wyrównanie	18 — извеждане	18 — podrovnání	18 — izravnanje
19 — dobieg	19 — изтъркаване	19 — dojezd (letadla při přistání)	19 — pristajanje, protrčavanje
20 — hamowanie	20 — спиране	20 — brzdění	20 — kočenje
21 — kołowanie	21 — рулиране	21 — pojiždění	21 — (trčavanje, trčanje)
22 — nawigacja lotnicza	22 — въздушна навигация, аеронавигация	22 — letecká navigace, vzdušná n.	22 — navigacija, aeronavigacija
23 — n. z widocznością, n. z widzialnością, n. wizualna	23 — визуална (въздушна) н., н. с видимост на земята	23 — vizuální (l.) n.	23 — vizuelna a.
24 — mapa lotnicza	24 — летателна карта, к. за полет	24 — letecká mapa	24 — avionska mapa
25 — siatka kartograficzna	25 — картографска мрежа	25 — síť mapová, s. zeměpisná	25 — kartografska mreža
26 — współrzędne geograficzne	26 — географски координати	26 — zeměpisné souřadnice	26 — geografske koordinate
27 — południk	27 — меридиан	27 — poledník	27 — meridijan
28 — p. magnetyczny	28 — магнитен меридиан	28 — magnetický p.	28 — magnetski m.
29 — długość geograficzna	29 — географска дължина	29 — zeměpisná délka	29 — geografska dužina
30 — równoleżnik	30 — паралел	30 — rovnoběžka	30 — uporednik
31 — szerokość geograficzna	31 — географска ширина	31 — zeměpisná šířka	31 — geografska širina
32 — równik	32 — екватор	32 — rovník	32 — polutar, ekvator
33 — biegun	3 — полюс	33 — pól	33 — pol
34 — północ	34 — север	34 — sever	34 — sever
35 — południe	35 — юг	35 — jih	35 — jug
36 — wschód	36 — изток	36 — východ	36 — istok
37 — zachód	37 — запад	37 — západ	37 — zapad
38 — kurs	38 — курс	38 — kurs, směr	38 — kurs
39 — trasa	39 — (въздушно) трасе	39 — trasa, trať	39 — trasa (puta); staza letenja
40 — busola (magnetyczna)	40 — (магнитен) компас; бусола	40 — (magnetická) busola, (magnetický) kompas	40 — busola, magnetski kompas
41 — b. giromagnetyczna (odległościowa)	41 — жиромагнитен к.	41 — gyromagnetický k.	41 — žiromagnetski (daljinski) k.
42 — girobusola, giroskopowy wskaźnik kursu	42 — жирокопен к., жирокомпас	42 — gyroskopický k., gyrokompas, směrový setrvačnick	42 — žirotekompas
43 — zegar (czasowy)	43 — часовник	43 — hodiny	43 — časovnik, sat
44 — prędkościomierz	44 — указател за скоростта, скоростомер	44 — rychloměr	44 — brzinoмер
45 — wysokościomierz	45 — висотомер	45 — výškoměr	45 — visinoмер
46 — wariometr	46 — вариометър	46 — variometr	46 — variometer
47 — widzialność, widoczność	47 — видимост	47 — viditelnost	47 — vidljivost
48 — chmura	48 — облак	48 — mrak	48 — oblak
49 — zachmurzenie	49 — облачност, заоблачаване	49 — oblačnost	49 — oblačnost
50 — turbulencja	50 — турбулентност	50 — turbulence	50 — turbulencija
51 — oblodzenie	51 — заледаване, замръзване	51 — námraza	51 — (mržnjenje, smrznjavanje, smrzavanje)
52 — mgła	52 — мъгла	52 — mlha	52 — magla
53 — opady atmosferyczne	53 — атмосферни валежи	53 — atmosférické srážky	53 — atmosfenske padavine
54 — deszcz	54 — дъжд	54 — dešť	54 — kiša
55 — śnieg	55 — сняг	55 — sníh	55 — sneg
56 — grad	56 — град	56 — krupobití	56 — grad
57 — lot bez widoczności, l. wg przyrządów, l. na przyrządy	57 — полет по уреди, сляп п.	57 — let podle přístrojů	57 — let bez spoljne vidljivosti
58 — zakrętomierz	58 — указател на завонте	58 — zatačkoměr	58 — pokazivač skretanja, p. klisanja
59 — chyłomierz (poprzeczny)	59 — наклономер; (вертикален) курсоуказател	59 — (příčný) sklonoměr	59 — p. klisanja, inklinometer
60 — sztuczny horyzont	60 — авиохоризонт, жирохоризонт, жировертикала	60 — umělý horizont	60 — aviohorizont, veštački horizont

K.D.

Ciśnienie na wlocie do gaźnika i wydatki paliwa instalacji paliwowych samolotów lekkich (II)

Advisory Circular nr 23.955-1 (ed.)

5. Próby

a. Wydatek paliwa w instalacjach o zasilaniu grawitacyjnym

(1) Ustawić samolot na ziemi w takim położeniu kadłuba, które odpowiada najbardziej krytycznym warunkom przepływu paliwa. Może być wykonana próba stoiskowa, przy której elementy instalacji paliwowej będą umieszczone na odpowiednich wysokościach względem siebie, odpowiadających krytycznemu położeniu samolotu.

Jeśli samolot jest poddawany próbie w położeniu „w linii lotu”, to należy analitycznie i za pomocą prób określić właściwy słup paliwa dla krytycznego położenia i dodać ten słup paliwa do słupa w położeniu poziomym.

(2) Przepływ powinien być mierzony na wlocie paliwa do gaźnika i w tym miejscu powinno być dławienie, zapewniające minimalne ciśnienie zaecane przez wytwórcę gaźnika i silnika dla zapewnienia pracy silnika na mocy startowej (jeżeli na wlocie paliwa do gaźnika jest stosowana końcówka redukcyjna, to przepływ musi być mierzony przez tą końcówkę).

Zadawalającą metodą symulowania minimalnego ciśnienia na wlocie do gaźnika jest odłączenie przewodu zasilającego od gaźnika i uniesienie końcówki na taką wysokość, która odpowiada minimalnemu przeciwcisnieniu, wyrażonemu w słupie paliwa.

Wielkość wymaganego ciśnienia ustala się z Arkusza Danych (TCDS) silnika albo metodami podanymi w punktach 4b lub 4c niniejszego AC (Advisory Circular).

„Różnica ciśnień”, obliczona wg punktu 4b, powinna być odjęta od minimalnego wymaganego ciśnienia na wlocie paliwa do gaźnika. Np. jeżeli minimalne dozwolone ciśnienie paliwa na wlocie będzie równe 19 calom (483 mm) słupa paliwa, a różnica ciśnień pomiędzy przestrzenią powietrzną zbiornika paliwa a przestrzenią powietrzną komory pływakowej gaźnika okaże się równa 7 calom (178 mm), to pomiar wydatku powinien być przeprowadzony przy końcówce przewodu paliwowego, odłączonej od gaźnika, podniesionej 12 cali (305 mm) powyżej wlotu paliwa do gaźnika.

Rzeczywiste ciśnienie, uzyskiwane z instalacji o zasilaniu grawitacyjnym, może być w przybliżeniu obliczone jako równe 1 (lb/sq in) na każde 40 cali (1026 mm) słupa paliwa (dla jednostek metrycznych: 1 kPa na każde 141,6 mm słupa benzyny o gęstości 0,72 kg/dm³).

Można też obliczyć sumę słupa paliwa, który odpowiada najlepszemu wznoszeniu (wyrażonego w słupie paliwa) wymaganego ciśnienia na wlocie, a następnie udowodnić, po zainstalowaniu zaworu dławiącego tak wyregulowanego, aby uzyskać to ciśnienie, że wydatek paliwa jest co najmniej równy wymaganemu.

(3) Przed rozpoczęciem pomiaru wydatku, instalacja paliwowa powinna być kompletnie opróżniona z paliwa. Instalacja powinna być przełączona na zasilanie tylko z jednego zbiornika. Wydatek musi być mierzony przy krytycznym — pod względem przepływu paliwa — położeniu owego zbiornika. Paliwo musi być nalewane powoli do zbiornika, aż do uzyskania ustalonego przepływu na końcówce zasilającej gaźnik.

Ustalony przepływ powinien być uzyskany mniej więcej po dodaniu nieużywalnej ilości paliwa, albo też przy dolnej wartości paliwa.

Po uzyskaniu przepływu ustalonego, należy dodać jeszcze jeden galon paliwa (3,78 l), albo taką ilość paliwa, która jest niezbędna do zakończenia pomiaru, po czym należy zmierzyć czas w sekundach, w ciągu którego wypłylnie przez końcówkę zasilającą gaźnik co najmniej jeden galon paliwa. Czas wypływania jednego galona paliwa (w sekundach) nie może być większy od liczby obliczonej z poniższych wzorów.

(i) Dla samolotów z silnikami tłokowymi, certyfikowanymi wg cz. 3 CAR albo cz. 23 FAR, dla wydatku wynoszącego 150% rzeczywistego startowego zużycia paliwa przez silnik, obowiązuje wzór

$$\text{sekundy na 1 galon} = \frac{14\,400}{(\text{SFC})(\text{TOMP})}$$

gdzie: SFC — zużycie jednostkowe paliwa przez silnik wyrażone w funtach na godzinę na 1 KM przy mocy startowej,

TOMP — moc startowa silnika w KM.

(ii) Dla samolotów z silnikami tłokowymi, certyfikowanymi wg cz. 04a CAR, dla wydatku równego dwukrotnemu wydatkowi wymaganemu dla mocy startowej silnika, obowiązuje wzór

$$\text{sekundy na 1 galon} = \frac{10\,800}{(\text{SFC})(\text{TOMP})}$$

(iii) Dla samolotów z silnikami turbinowymi, certyfikowanymi wg cz. 23 FAR dla wydatku równego 100% rzeczywistego zużycia paliwa przez silnik, należy korzystać z paragrafu 5.b.2 (ii) dla określenia odpowiadającego wydatku i ograniczeń.

Od redakcji

Podane w punktach (i) oraz (ii) współczynniki odpowiadają benzynie:

$$\gamma = 0,72 \text{ kg/dm}^3, \text{ tj. } \sim 6 \text{ lb/US Gall}$$

Dla jednostek metrycznych dla $\gamma = 0,72 \text{ kg/dm}^3$ wzory miałyby postać:

— dla punktu (i):

$$\text{sekundy na } 10 \text{ dm}^3 = \frac{17\,280}{b_j \cdot N_s}$$

— dla punktu (ii):

$$\text{sekundy na } 10 \text{ dm}^3 = \frac{12\,960}{b_j \cdot N_s}$$

gdzie: b_j — jednostkowe zużycie paliwa dla mocy startowej wyrażone w kg/h · kW,

N_s — moc startowa wyrażona również w kW.

(Użycie b_j odniesionego do mocy w KM oraz mocy N_s wyrażonej również w KM nie zmienia tu, jak nietrudno zauważyć, ostatecznego wyniku).

b. Przepływ paliwa dla instalacji wyposażonych w pompę

1) Pomiar wydatku dla instalacji wyposażonych w pompę odbywa się przy ustawieniu samolotu w takim samym położeniu, jak przy systemach grawitacyjnych. Ponieważ w tym przypadku pompa musi być uruchomiona, więc musi ona być napędzana albo przez silnik — co dotyczy pomp zamocowanych na skrzyni napędów silnika, albo też przez oddzielne, zewnętrzne źródło napędu.

Jeżeli zamierza się przeprowadzić próbę z napędem pompy przez silnik, to konieczne jest zapewnienie zasilania silnika z instalacji spoza samolotu, wystarczające do zapewnienia pracy silnika na mocy startowej.

Jeżeli zaś pompa jest napędzana przez napęd zewnętrzny, to należy przeprowadzać próbę przy liczbie obrotów, dokładnie odpowiadającej obrotom tejże pompy przy obrotach startowych silnika oraz przy zamocowaniu pompy na tej samej wysokości co pompa zamocowana na silniku. W każdym przypadku wypływające paliwo jest zbierane i mierzone. Można też użyć skalowanego przepływomierza do pomiaru rzeczywistego wydatku paliwa.

(2) Przed przystąpieniem do próby, paliwo musi być przełączone na zasilanie tylko z jednego zbiornika. Należy wlewać paliwo do tego zbiornika aż do chwili uzyskania u-

stalonego przepływu na wlocie do gaźnika lub do urządzenia wtryskującego paliwo. Ustalony przepływ powinien być uzyskany po wleciu ilości paliwa równej w przybliżeniu jego nieużywalnej ilości. Po uzyskaniu ustalonego przepływu, należy wlać dodatkowo ok. 1 galonu paliwa. Próbę należy przeprowadzić przy pracującej pompie głównej (lub układzie pomp głównych), a następnie przy pracującej pompie awaryjnej (lub systemie pomp awaryjnych), przy symulowanej lub rzeczywistej awarii pompy głównej, wpływającej w najbardziej niekorzystny sposób na zasilanie silnika paliwem.

(i) Dla samolotów z silnikami tłokowymi, certyfikowanych zgodnie z cz. 3 przepisów CAR lub cz. 23, z uzupełnieniem 6, przepisów FAR, czas na jeden galon nie może być większy od mniejszej z dwóch liczb, obliczonych z poniższych wzorów:

(A) dla wydatku 0,9 funta na godzinę na 1 HP mocy startowej:

$$\text{sekundy na 1 galon} = \frac{24\,000}{\text{TOMP}}$$

(B) przy wydatku równym 125% rzeczywistego zużycia paliwa przez silnik przy mocy startowej:

$$\text{sekundy na 1 galon} = \frac{17\,300}{(\text{SFC})(\text{TOMP})}$$

(ii) Dla samolotów z napędem turbinowym, certyfikowanych wg cz. 23 przepisów FAR, dla wydatku równego 100% wydatku paliwa dla każdego zamierzonego manewru i danych zamierzonych warunków użytkowania, czas w sekundach nie może być większy niż liczba obliczona z poniższych wzorów:

$$\text{sekundy na galon} = \frac{23\,400 \text{ dla paliwa JP-4}}{(\text{SFC})(\text{moc lub ciąg})}$$

natomiast dla paliwa JP-5 liczba stała w tym wzorze wynosi 26 400. Uwaga: Gęstość paliw dla silników turbinowych przy temp. 60°F (15,6°C) zmienia się od 6,5 lbs/US Gall dla JP-4 do 6,95 lbs/US Gall dla JP-5. Ponieważ wymagane wydatki paliwa dla silników turbinowych wynoszą 100%, więc wpływ niskiej temperatury paliwa, zatkania filtru, wysokości, położenia samolotu, manewrów, przyspieszeń itp. musi być uwzględniony.

(iii) Dla samolotów napędzanych silnikami tłokowymi, certyfikowanych wg cz. 04a przepisów CAR, czas w sekundach na wypłynięcie 1 galonu paliwa nie może być większy niż liczba obliczona z poniższego wzoru:

$$\text{sekundy na 1 galon} = \frac{10\,800}{(\text{SFC})(\text{TOMP})}$$

Uwaga redakcji

Po uwzględnieniu różnicy pomiędzy „koniem mechanicznym” anglosaskim (HP) i metrycznym (1 HP = 1,014 KM = 76,04 kGm/s) podane wymagania przyjmują postać:

dla punktu (i) (A): 0,9 lb/HP odpowiada 0,4027 kg/KM, czyli 0,5475 kg/kW,

zaś wzór dla jednostek metrycznych:

$$\text{sekundy na } 10 \text{ dm}^3 = \frac{64\,366}{N(\text{KM})}$$

albo

$$\text{sekundy na } 10 \text{ dm}^3 = \frac{47\,324}{N(\text{kW})}$$

dla punktu (i) (B):

$$\text{sekundy na } 10 \text{ l} = \frac{20\,736}{b_j \cdot N}$$

dla punktu (ii):

wg posiadanych danych, gęstość JP-5 wynosi 6,82 lb/US Gall (0,817 kg/dm³, co oznaczałoby, że stała we wzorze wynosi 24 552. Dla podanej wartości 6,95 lb/US Gall (0,833 kg/dm³) stała wyniosłaby 25 020, zaś wartości stałej 26 400 musiałaby odpowiadać gęstość 7,33 lb/US Gall (0,878 kg/dm³). Stała dla JP-4 natomiast odpowiada podawanej gęstości 6,5 lb/US Gall (0,779 kg/dm³).

W tej sytuacji, dla paliw silników turbinowych wydaje się najwygodniejsze podanie wzoru:

$$T_{10} = \frac{36\,000 \cdot \gamma}{b_j \cdot N(T)}$$

gdzie: T_{10} — czas wypływu 10 dm³, s (jest to maksymalny czas dopuszczalny),

γ — gęstość paliwa, kg/dm³,

b_j — jednostkowe zużycie paliwa w kilogramach na jednostkę mocy (lub ciągu),

$N(T)$ — moc startowa (lub ciąg startowy);

dla punktu (iii):

$$\text{sekundy na } 10 \text{ dm}^3 = \frac{12\,960}{b_j \cdot N}$$

Podając powyższe wzory w przeliczeniu na jednostki metryczne, redakcja pragnie podkreślić, że mają one jedynie charakter pomocniczy, zaś zasadniczą treścią AC jest metodyka pomiarów.

c. Wydatek paliwa dla instalacji z pompą wtryskującą

(1) Instalacja do wtrysku paliwa, wyposażona w kontrolującą prędkość pompę ciśnieniową, zazwyczaj może wytwarzać pewne ssanie na wlocie, nie musi być zatem wymagana awaryjna pompa paliwa.

Pomiary wydatku w instalacjach z pompą do wtrysku paliwa są prowadzone podobnie jak pomiary wydatków dla instalacji z zasilaniem grawitacyjnym, opisanym w pkt. 5a, z następującymi wyjątkami i uzupełnieniami.

(i) Instalacja do wtrysku paliwa zazwyczaj jest wyposażona w napędzaną przez silnik pompę wtryskową, która jest zatwierdzana jako część silnika. W tym przypadku należy wykazać, że instalacja paliwowa, poza pompą na silniku, spełnia stosowne wymagania. Zatem każda pompa paliwa, która może zapewnić wymagany przepływ, może być użyta do przeprowadzenia pomiarów wydatku paliwa. Wskaźniki ciśnienia, zainstalowane na przewodach paliwowych, będą niezbędne do wykazania, że instalacja utrzymuje ciśnienie podane przez wytwórcę silnika.

(ii) Niektóre instalacje do wtrysku paliwa są wyposażone w przewody bocznikujące albo przewody przepływu powrotnego. Te instalacje mogą być badane przez stwierdzenie, że instalacja może odprowadzać paliwo z powrotem do zbiornika przy wymaganym wydatku przepływu, bez przekraczania przeciwcisnienia na wlocie do przewodu bocznikującego.

(iii) Podczas sprawdzania wymiarów wydatku paliwa instalacji z osobną pompą paliwa, wymagania co do wielkości wydatku paliwa powinny uwzględniać także wielkość paliwa, którą instalacja odprowadza do zbiornika.

(2) Samoloty, wyposażone w napędzaną od silnika, kontrolującą prędkość pompę ciśnieniową, mogą wykazywać objawy defektu silnika, gdy dodatkowa pompa awaryjna wytworzy wysokie ciśnienie. W tych przypadkach dodatkowe pompy paliwowe nie są wymagane jako pompy awaryjne. Są one używane do zapewnienia ciśnienia na wlocie do napędzanej silnikiem pompy wtryskowej do rozruchu silnika, dla zapobieżenia powstawaniu par paliwa, a także w pewnych przypadkach dla zapewnienia utrzymania mocy przez silnik po uszkodzeniu napędzanej silnikiem pompy wtryskowej.

Te dodatkowe pompy paliwa mogą mieć na tyle wysokie ciśnienie wylotowe, że mogą zakłócić działanie silnika, jeżeli zostaną włączone gdy pompa napędzana przez silnik pracuje normalnie. Dla upewnienia się, że dodatkowa pompa nie powoduje przekroczenia maksymalnego dopuszczalnego ciśnienia paliwa na wlocie do napędzanej przez silnik pompy paliwowej, należy wykonać badania w locie przy włączonych obu pompach, albo też zaleca się naziemne sprawdzenie ciśnienia, jak podano niżej:

(i) Zablokować przewód wylotowy pompy napędzanej przez silnik i włączyć pławcową pompę paliwową w warunkach pracy bez przepływu.

(ii) Odczytać ciśnienie i upewnić się, że ciśnienie paliwa leży w granicach podanych dla silnika jako właściwe na wlocie do wtryskiwacza paliwa, albo porównać charakterystykę tej pompy dla warunków bez przepływu, podaną przez producenta, z ciśnieniami podanymi jako graniczne na wlocie do pompy wtryskiwacza paliwa.

d. Zmiany elementów instalacji paliwowej

Zmiany elementów takich jak pompa paliwowa napędzana od silnika albo ręczna pompa paliwowa mogą być zatwierdzone w wyniku prób porównawczych samych elementów, bez wykonywania prób całej instalacji.

Pompa, użyta do zastąpienia innej, musi zapewniać co najmniej ten sam wydatek przepływu co pompa oryginalna, przy tym samym ssaniu na wlocie i ciśnieniu na wylocie.

Nowa pompa musi oczywiście pracować przy tych samych obrotach co poprzednia.

Należy zachować staranność przy odtwarzaniu warunków przepływu oraz ciśnień wlotowych i wylotowych instalacji.

EO/696/87

Zatwierdził:
Edwin S. Harris Urzędujący Dyrektor Region Centralny
Oprac. A. Kardymowicz

Osobliwe stany pracy sprzęgieł głównych reduktorów zespołu napędowego śmigłowców

Inż. RYSZARD GRUCHALSKI
WSK PZL-Rzeszów

Sprzęgło jednokierunkowe, zwane też często sprzęgłem wolnego biegu, jest nieodłącznym elementem w transmisji napędu śmigłowca, służącej do przekazywania momentu obrotowego z silnika na piastę wirnika nośnego. Jest przeznaczony do automatycznego odłączenia wału silnika od głównego reduktora podczas awarii silnika w locie. W przypadku śmigłowców z dwoma i więcej silnikami sprzęgło umożliwi ich kolejną, oddzielną próbę, a także pracę na różnych parametrach w przypadku rozdzielnego sterowania.

W większości typów śmigłowców stosuje się sprzęgła rolkowe, które konstrukcyjnie wchodzi w skład reduktora głównego. Zaletami sprzęgieł rolkowych są:

- praktycznie natychmiastowe włączenie i wyłączenie,
- niski poziom szumów podczas pracy, duże prędkości swobodnego biegu,
- możliwości przekazywania dużych obciążeń przy małych wymiarach,
- niewielkie momenty pochodzące od sił tarcia podczas biegu w stanie nieobciążonym.

Wyglądające z pozoru na bardzo proste urządzenie, sprzęgło rolkowe (zgodnie ze swym charakterem pracy) okazuje się bardzo złożonym, automatycznie działającym mechanizmem, którego niezawodna praca w eksploatacji może być zapewniona tylko przez wysoką jakość konstrukcji i wykonawstwa.

Zasadniczą wadą tego typu sprzęgieł jest to, że w czasie ich eksploatacji występują przypadki poślizgów członu wiodącego w stosunku do wodzonego. Taki stan pracy sprzęgła prowadzi z reguły do naruszenia ciągłości przekazu mocy z wału silnika na wirnik nośny śmigłowca oraz do całkowitego lub częściowego uniemożliwienia pracy zespołu napędowego.

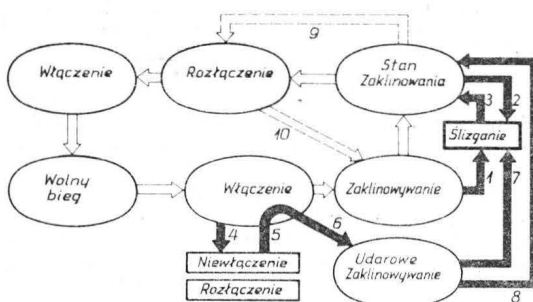
Ogólna charakterystyka osobliwych stanów pracy sprzęgieł

Osobliwe stany pracy sprzęgieł (zwane dalej awariami lub usterkami) przejawiające się poślizgami wału wiodącego W_w w stosunku do obejm O_b występują praktycznie na wszystkich typach głównych reduktorów śmigłowców i prowadzą do rozbiegania się wału turbiny napędowej lub wału wykorbionego silnika, a w końcowym efekcie do jego całkowitego zniszczenia. Awaryje sprzęgieł mają złożony charakter i mogą pojawiać się w różnych formach w eksploatacji śmigłowcowych zespołów napędowych znanych jako:

- A — niewłączenie,
- B — zaklinowanie udarowe,
- C — ślizganie,
- D — rozłączenie.

Nazwy stanów awaryjnych określają charakter przyczynowy powstających stanów awaryjnych.

Na rys. 1 pokazano uogólniony strukturalny schemat, ukazujący kolejność normalnego funkcjonowania sprzęgła



Rys. 1. Strukturalny schemat normalnego funkcjonowania sprzęgła oraz zależności między nienormalnymi stanami jego pracy i powstającymi usterkami

(linia ciągła) oraz różne warianty zależności między nienormalnymi stanami jego pracy i formami powstających usterek (gruba linia ciągła).

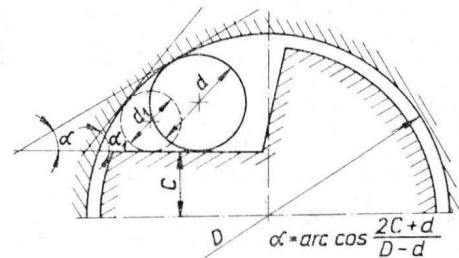
Pełny cykl pracy sprzęgła zgodnie z ogólnie przyjętym schematem zawiera następujące okresy:

- 1 — ruch w stanie nieobciążonym,
- 2 — zaklinowywanie,
- 3 — połączeniowy stan zaklinowania,
- 4 — rozłączanie.

Jednakże rezultaty prób i doświadczeń eksploatacyjnych związanych z osobliwymi stanami funkcjonowania sprzęgieł oraz analiza przyczyn ich powstawania dowodzą konieczności dokładniejszego rozgraniczenia pojedynczych faz i okresów ruchu mechanizmu.

W okresie zaklinowywania jest konieczne wyodrębnienie dwóch głównych faz, z których każda ma ważne znaczenie dla pracy sprzęgła:

— faza początkowa — włączanie, w czasie którego występuje przemieszczanie się rolek od położenia zajmowanego przez nie w końcowym momencie wolnego biegu do zaistnienia kontaktu i połączenia z obejmą i wałem wiodącym (rys. 2).



Rys. 2. Proces włączania sprzęgła

— faza końcowa — samozaklinowywanie lub zaklinowywanie, w procesie którego pod działaniem sił tarcia rolki przemieszczają się w kierunku zwiężającej się części klinowej przestrzeni.

Analogicznie w okresie rozłączania sprzęgła należy rozpatrywać dwie fazy:

- pierwsza faza — rozłączanie,
 - druga faza — wyłączenie, w czasie którego rolki tracą kontakt (połączenie) z obejmą i wałem wiodącym.
- Poniżej rozpatrzono główne postacie awarii sprzęgieł.

Niewłączenie sprzęgła

Usterka ta przejawia się krótko- lub długotrwałym brakiem kontaktu rolek z pracującymi powierzchniami wału wiodącego rozpoczynającym się przemieszczaniem się wału względem obejm w kierunku przekazywanego momentu obrotowego ($\omega_{ww} > \omega_{ob}$).

Podczas eksploatacji sprzęgieł zespołów napędowych śmigłowców przypadki niewłączenia są konsekwencją niezadawalającej pracy włączających elementów dociskowych, nie zapewniających normalnego przebiegu pierwszej fazy okresu zaklinowywania (strzałka 4 na rys. 1), w rezultacie czego kontakt i połączenie rolek z obejmą i wałem wiodącym nie są całkowite lub następują z pewnym opóźnieniem. W ostatnim przypadku zaklinowywanie rolek rozpoczyna się przy różnych prędkościach kątowych wału wiodącego i obejm $(\omega_{ww} \geq \omega_{ob})$ i przebiega w sposób udarowy (strzałka 5÷6), tzn. zachodzi zjawisko zaklinowywania udarowego.

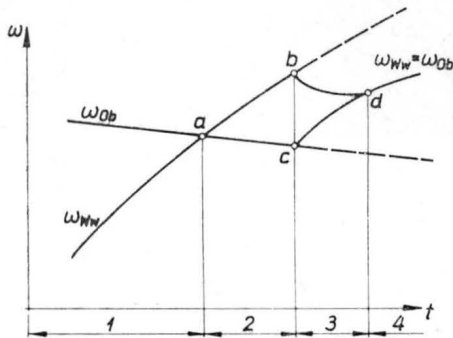
Naruszenie kontaktu rolek z roboczą powierzchnią obejm lub płaszczyzną wału wiodącego w początkowej chwili okresu zaklinowywania (niewłączenie sprzęgła) może być wynikiem następujących przyczyn:

- działanie na rolki dynamicznych obciążeń w kierunku rozłączania,

- obecność nadmiernie wytrzymałego filmu olejowego na kontaktowych powierzchniach elementów,
- rozklinowujące działanie hydrodynamicznych sił w warstwie smarującej przy wzajemnym przemieszczaniu się roboczych powierzchni pracujących elementów,
- niesprawności dociskowego elementu (pęknięcie lub złamanie sprężyn, zacięcia separatora).

Głównym warunkiem niezawodnego włączenia sprzęgła jest dostatecznie duży moment dociskowy, zapewniający pokonanie wszystkich „szkodliwych” sił, które uniemożliwiają osiągnięcie kontaktu rolki z obydwoma elementami. Przy włączaniu sprzęgła ogromne znaczenie ma także wartość kąta zaklinowania α . Ze wzrostem α wzrasta siła dociskowa potrzebna do pewnego włączenia, co jest związane ze zmniejszaniem się sił normalnych działających na rolki, rozrywających film olejowy w miejscach ich stykania się z obejmą i członem wiodącym w chwili włączenia.

Specyficzną cechą niewłączenia jest to, że przy tej



Rys. 3. Krzywe zmian prędkości kątowej wału wiodącego i obejmmy podczas zaklinowywania udarowego: 1 — wolny bieg, 2 — niewłączenie, 3 — zaklinowywanie udarowe, 4 — stan zaklinowania

usterce na współpracujących ze sobą powierzchniach elementów mechanizmu nie ma żadnych uszkodzeń. Uszkodzenia występują wyłącznie wtedy, gdy w rezultacie krótkotrwałego niewłączenia następuje zaklinowywanie sprzęgła z równoczesnym poślizgiem (strzałka 5, 6 i 7).

Zaklinowywanie udarowe

Zaklinowywanie udarowe sprzęgła (rys. 1 i 3) jest następstwem krótkotrwałego niewłączenia i obrazuje jedną z form pojawiającej się awarii. W niektórych mechanizmach, takich jak rozruchowe, przekazujące lub hamujące, zaklinowywanie udarowe sprzęgieł następuje w rezultacie gwałtownego przyłożenia obciążenia na człon napędowy. Jednakże śmigłowcowe zespoły napędowe charakteryzują się płynną zmianą obciążenia na członie napędowym sprzęgła. Dlatego przy niezawodnych elementach włączających w chwili włączenia sprzęgła ma miejsce albo zaklinowywanie styczne, albo dynamiczne bezuderzeniowe zaklinowywanie podczas tzw. przyspieszenia ponawianego oraz deceleracji.

Przy udarowym charakterze zaklinowywania warunki zaklinowania mechanizmu zdecydowanie pogarszają się (warunek braku poślizgu jak wiadomo wyrażony jest zależnością $\alpha < \varrho$, gdzie $\varrho = \text{arc tg } f$ — kąt tarcia posuwistego) i istnieje możliwość poślizgów. Wystąpieniu poślizgu sprzęgieł przy udarowym zaklinowywaniu towarzyszy zawsze znaczna deformacja elementów mechanizmu i powierzchni kontaktowych, prowadząca do szybkiego zwiększania się kąta zaklinowywania, co powoduje naruszenie warstwy materiału na powierzchniach kontaktowych w wyniku powstających naprężeń normalnych i stycznych.

Na schemacie (rys. 1) przedstawiono za pomocą strzałek dwa możliwe warianty powstawania poślizgu jako wyniku udarowego charakteru zaklinowywania:

- strzałka 7 oznacza możliwość wystąpienia poślizgu w procesie zaklinowywania mechanizmu ($\omega_{wv} \geq \omega_{ob}$),
- strzałki 8 i 2 oznaczają możliwość wystąpienia poślizgu po zakończeniu procesu udarowego zaklinowywania w następnym krótkotrwałym stanie zaklinowania ($\omega_{wv} = \omega_{ob}$).

Przy zaklinowywaniu udarowym sprzęgła na powierzchniach kontaktowych elementów można zaobserwować uszkodzenia związane z działaniem nieobliczeniowych obciążeń kontaktowych. Objawami udarowego zaklinowywania są deformacje, takie jak

- wgłębienia na płaszczyznach wału wiodącego i pracującej powierzchni obejmmy,

— krawędzie na cylindrycznych powierzchniach rolek. Jednakże w związku z tym, że udarowe zaklinowywanie sprzęgła zwykle przejawia się poślizgiem, na początkowe deformacje nakładają się uszkodzenia wywołane intensywnym ślizganiem się rolek pod obciążeniem w miejscach kontaktowych z obejmą i wałem.

Osobliwością procesu udarowego zaklinowywania sprzęgieł śmigłowcowych zespołów napędowych jest jego cykliczny charakter, uwarunkowany sprężystymi właściwościami kinematycznymi złącza i wzbudzeniem drgań skrętnych w transmisji. Dlatego w procesie jednego udarowego zaklinowywania na powierzchniach kontaktowych części sprzęgła zwykle pojawiają się liczne miejscowe uszkodzenia od wielokrotnych zaklinowań.

Poślizg sprzęgła

Poślizg sprzęgła jest stanem charakteryzującym się poślizgiem wału wiodącego w stosunku do obejmmy w kierunku przekazu momentu obrotowego ($\omega_{wv} > \omega_{ob}$) przy istnieniu kontaktu rolek z obydwoma elementami. Poślizg zachodzi w rezultacie naruszenia warunków zaklinowywania lub stanu zaklinowania sprzęgła, które wyrażają się następującymi przybliżonymi zależnościami:

- $\alpha < 2\varrho$ — dla zaklinowywania statycznego,
- $\alpha < \varrho$ — dla zaklinowywania udarowego.

Jak widać z zamieszczonych nierówności, w celu zabezpieczenia się przed poślizgiem podczas udarowego zaklinowywania jest konieczny dwukrotnie mniejszy kąt zaklinowania.

Reguła ta (dowodzona na podstawie teoretycznych i eksperymentalnych badań) bardzo dobrze odpowiada rezultatom obserwowanych przypadków awarii sprzęgieł śmigłowcowych zespołów napędowych, które wykazują, że powstawanie poślizgu sprzęgieł mających dostatecznie małe kąty zaklinowania ($4^\circ - 6^\circ 30'$) jest spowodowane udarowym charakterem zaklinowywania (przy $\omega_{wv} \gg \omega_{ob}$). Wyjątkiem są awarie sprzęgieł związane ze zwiększonym zużyciem części sprzęgła w procesie eksploatacji, w rezultacie którego kąt zaklinowywania osiąga wartości uniemożliwiające prawidłową pracę w okresie zaklinowywania (9° i więcej).

Poślizg sprzęgła głównego reduktora może być przyczyną awarii dwojakiego rodzaju:

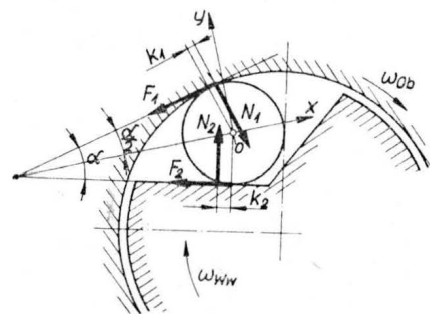
- w niektórych przypadkach okazuje się on awarią wywołaną zmianą podstawowego parametru geometrycznego mechanizmu, tj. kąta zaklinowania,
- w innych przypadkach jest on wynikiem udarowego zaklinowywania sprzęgła, tzn. przedstawia sobą jedną z form przebiegu fazy niewłączenia.

Powstawanie poślizgu jest możliwe zarówno w procesie zaklinowywania, jak i po osiągnięciu stanu zaklinowania. Na schemacie (rys. 1) okres stanu zaklinowania oraz druga faza okresu zaklinowywania są powiązane strzałkami z nazwą stanu (strzałki 1 i 2). Podczas eksploatacji sprzęgła w niektórych przypadkach występuje krótkotrwałe ślizganie, kończące się stanem zaklinowania mechanizmu. Dlatego możliwość zaklinowywania sprzęgła po wystąpieniu poślizgu na schemacie przedstawiono strzałką 3, ukierunkowaną od poślizgu do stanu zaklinowania.

W procesie normalnego zaklinowywania sprzęgła pod działaniem przykładanego obciążenia, wielkość wzajemnego kątownego przemieszczenia wału wiodącego i obejmmy zależy od wielkości sprężystych deformacji wału wiodącego i rolek, tj. od podatności elementów mechanizmu.

W zależności od stosunku wartości współczynników tarcia posuwistego f_1 i f_2 w kontakcie rolek z obejmą i wałem, a także wartości współczynników tarcia potoczystego k_1 i k_2 (rys. 4) proces poślizgu sprzęgła może przebiegać wg trzech różnych rodzajów zjawiska, które charakteryzują się następującymi właściwościami:

- poślizgiem w kontakcie rolek z obejmą zewnętrzną



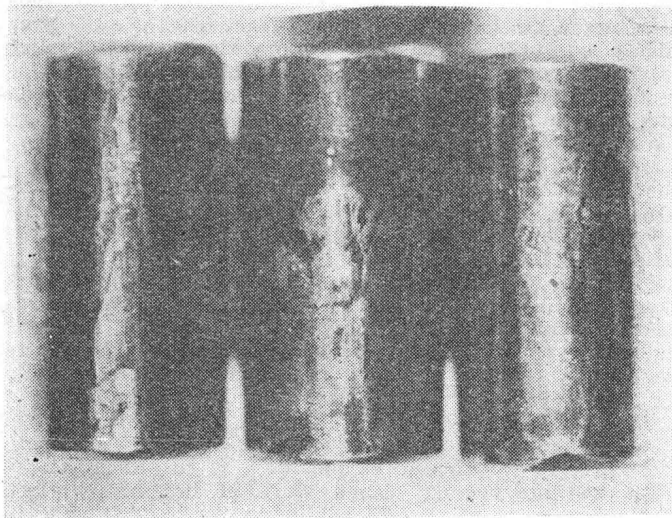
Rys. 4. Proces powstawania poślizgu sprzęgła

bez obrotu rolek wokół swej osi na powierzchniach pracujących wału wiodącego (I rodzaj),

— poślizgiem w kontakcie rolek z obejmą i wałem przy obracających się rolkach wokół własnej osi (II rodzaj),

— poślizgiem w kontakcie rolek z pracującymi powierzchniami wału przy obracających się rolkach wokół własnej osi z toczeniem bez poślizgu po pracującej powierzchni obejmą (III rodzaj).

W rzeczywistych sprzęgłach o jednakowych materiałach obejmą i wału oraz jednakowych chropowatościach ich pracujących powierzchni, siła tarcia w kontakcie pary rolka z obejmą (F_1) osiąga dopuszczalną wartość do tej chwili, gdy rozpoczyna się poślizg w kontakcie pary rolka z pracującą powierzchnią wału wiodącego. Jak widać z rys. 4, wraz ze wzrostem współczynnika tarcia potoczy-



Rys. 5. Ślady uszkodzeń rolek sprzęgła

stego k_1 i k_2 wzrasta moment przeciwdziałający obrotowi. Dlatego w sprzęgłach przeważa tendencja do występowania pierwszego rodzaju poślizgu.

Przy powstaniu krawędzi lub wgnieceń na cylindrycznej powierzchni rolek w rezultacie udarowego zaklinowywania sprzęgła lub w rezultacie silnego miejscowego uszkodzenia rolek w kontakcie z obejmą w czasie ich wzajemnego poślizgu występuje bardzo gwałtowne zwiększenie k_1 i k_2 (lub tylko k_1). Przyczyną się to jeszcze bardziej do rozwoju pierwszej formy poślizgu. Przy powstaniu na rolkach dostatecznie szerokich krawędzi, wykluczających przetażenie ich w klinowej przestrzeni, sprzęgło rozpoczyna poślizg jak klinowy mechanizm.

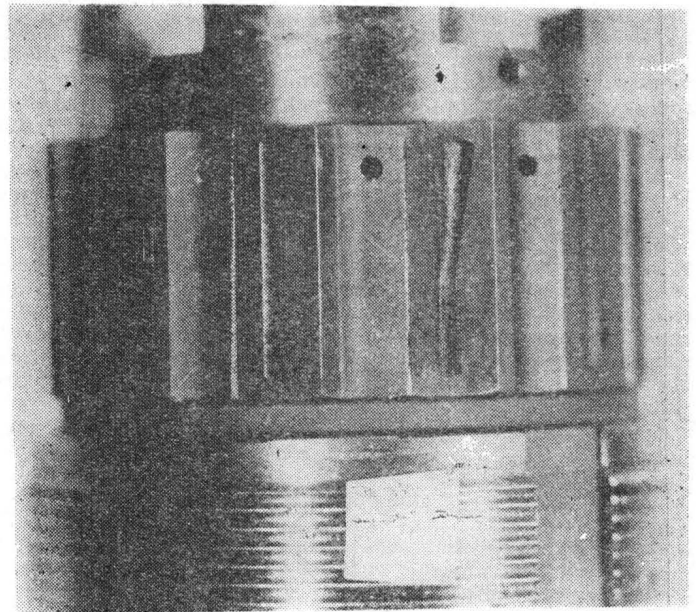
Praktycznie we wszystkich uszkodzonych sprzęgłach reductorów głównych z reguły występują poślizgi tak I, jak i II rodzaju. Fakt ten wyjaśnia się tym, że mimo tendencji do rozwoju I formy poślizgu przy intensywnym poślizgu występuje skokowe zwiększenie siły tarcia F_1 (współczynnika f_1) w wyniku wrywania materiału z trących się powierzchni rolek i obejm, która narusza równowagę rolek i uniemożliwia ich obrót. Obrót rolek przybłokowanych w przestrzeni klinowej prowadzi do intensywnego niszczenia powierzchni kontaktowych i powstania wgnieceń z wyściśnięciem materiału w stronę obrotu rolek (rys. 1, 2 i 3).

Do wywołania III rodzaju poślizgu jest konieczne, aby warunki tarcia w kontakcie rolek z obejmą eliminowały możliwość ich wzajemnego poślizgu przy obtaczaniu się rolek po obejmie w czasie poślizgu, wywołanego poślizgiem w kontakcie rolek z wałem wiodącym. W stosowanych konstrukcjach sprzęgieł wystąpienie takiej formy poślizgu jest praktycznie wyeliminowane.

Rozłączenie sprzęgła

Szczególne miejsce wśród awarii sprzęgieł zajmują te, które powstają w samym procesie przekazywania momentu, tj. w stanie zaklinowanego mechanizmu. Ze względu na swój charakter takie awarie można podzielić na dwa podstawowe rodzaje:

- poślizg,
- rozłączenie.



Rys. 6. Ślady uszkodzeń wału wiodącego sprzęgła

Pierwszy rodzaj awarii został już omówiony. Wyniki badań i doświadczenia eksploatacji potwierdzają fakt, że wystąpienie poślizgu po normalnym zaklinowaniu i nastąpieniu stanu zaklinowania sprzęgła mającego kąt zaklinowania $4 \div 9^\circ$ jest praktycznie wykluczone. W warunkach statycznych stan zaklinowania jest zapewniony nawet dla kątów $13 \div 17^\circ$.

Występowanie rozłączeń nie jest związane z poślizgiem sprzęgła, lecz jest uwarunkowane nierównomiernościami momentu obrotowego w transmisji i przejściem zmiennego momentu obrotowego przez wartości zerowe, tj. tzw. „podskokiem” sprzęgła.

Na schemacie (rys. 1) rozłączenie sprzęgła w rezultacie wystąpienia warunków dla „podskoku” oznaczono linią przerywaną 9, łączącą stan zaklinowania ze stanem rozłączenia. Podczas „podskoku”, w rezultacie rozłączenia sprzęgła, mechanizm rozpada się na dwa zespoły: wiodący i wiedziony, poruszające się niezależnie w niewielkim odcinku czasowym. Następnie w wyniku przyspieszonego ruchu wału wiodącego powinno wystąpić włączenie i zaklinowanie sprzęgła. Zaklinowywanie mechanizmu może wystąpić zarówno przy równych prędkościach kątowych wału wiodącego i obejm, jak również przy różnych prędkościach; w tym ostatnim przypadku nastąpi zaklinowanie udarowe.

Charakter zaklinowywania sprzęgła w następstwie krótkotrwałego rozłączenia w znacznym stopniu jest określony szybkością zadziałania elementu sprzęgającego, które powinno zapewnić warunki dla praktycznie bezopóźnieniowego doprowadzenia mechanizmu do stanu zaklinowania. Właśnie wynikiem zbyt dużego opóźnienia mechanizmu sprzęgającego są niewłączenia lub zaklinowywania udarowe, które charakteryzują rozłączenie.

Jeżeli podczas „podskoku” ma miejsce tylko rozłączenie rolek bez wyłączenia sprzęgła, tzn. bez oderwania rolek od powierzchni kontaktowych wału napędowego i obejm, to powtórne zaklinowywanie przebiega bez opóźnienia i rozłączenie nie następuje (linie przerywane na rys. 1).

Występowanie nierównomierności momentu obrotowego, wywołującego rozłączenie sprzęgła, może być związane z różnymi właściwościami dynamiki transmisji, które niejako narzucają konieczność przedsięwzięcia wszystkich możliwych rozwiązań w celu zwiększenia niezawodności i szybkości zadziałania mechanizmu sprzęgającego.

Dla większości rodzajów sprzęgieł poślizg nie jest pierwszą charakterystyczną przyczyną rozłączenia — jest on związany głównie z opóźnieniem włączenia i zaklinowywaniem udarowym. Tylko część awarii sprzęgieł może być bezpośrednio związana z występowaniem poślizgów podczas zaklinowywania, spowodowanego zwiększonym zużyciem powierzchni kontaktowych mechanizmu.

Instytut Lotnictwa – 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (II)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Instytut Lotnictwa

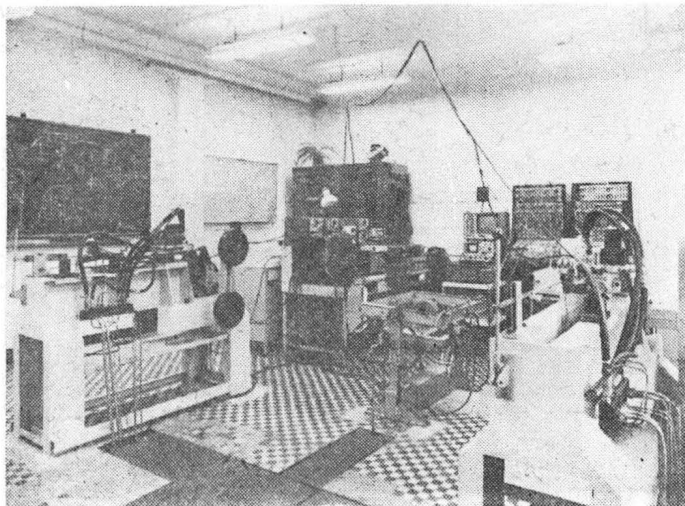
Specjalizacja Instytutu Lotnictwa

Ze względu na swoje wysokie, specyficzne wymagania, jak: lekkość konstrukcji, odporność na zmienne obciążenia, duże sprawności napędów i ich zespołów, wysokowytrzymałe materiały, nowe techniki wytwarzania itp. technika lotnicza musi opierać się na wiedzy i pracach badawczych na najwyższym poziomie. Przenoszenie do innych dziedzin techniki tego teoretycznego i praktycznego doświadczenia przyspiesza postęp techniczny w dziedzinie maszyn i urządzeń nielotniczych. Np. badania aerodynamiczne kratownic (dźwigowych) w tunelu IL umożliwiły opracowanie normy i doprowadziły do powstania konstrukcji lżejszych, mniej materiałochłonnych i bardziej wytrzymałych. Opracowanie rodziny sprawnych wentylatorów, specjalnych metod spawalniczych, elektronicznych urządzeń pomiarowych, skonstruowanie i wyprodukowanie serii raket meteorologicznych, radiospektrografu satelitarnego — to tylko niektóre przykłady przenoszenia osiągnięć technicznych na inne dziedziny.

Określenie zadań perspektywicznych dla przemysłu lotniczego umożliwiło opracowanie w 1973 r. specjalizacji dla poszczególnych jednostek zaplecza badawczego ówczesnego ZPLiS. Specjalizację tę rozumie się jako przypisanie poszczególnym jednostkom określonego działania i określonych grup tematycznych, dla których dana jednostka przygotowuje kadre i wyposażenie badawcze oraz prowadzi systematyczne prace, przeznaczone na użytek własnego zakładu oraz innych przedsiębiorstw nie rozwijających danej specjalizacji, a wymagających rozwiązania określonego problemu dla potrzeb produkcji. Uzgodniony ze wszystkimi zainteresowanymi podział specjalizacji stał się podstawą do podejmowania badań i ukierunkowania dalszego rozwoju IL, OBR i ZD przy maksymalnym wykorzystaniu kadry, wyposażenia badawczego i nakładów finansowych. Zgodnie z tą specjalizacją dokonywane były zakupy i uzupełnienie wyposażenia pomiarowo-badawczego, a Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne ZPLiS PZL-Kraków opracowywało projekty rozbudowy dla poszczególnych OBR i ZD.

Specjalizacja objęła ok. 100 problemów z dziedziny płatowców, napędów, osprzętu, aparatury agro oraz technologii. Szczegóły specjalizacji były okresowo aktualizowane.

Podział specjalizacji opracowany w 1973 r. jest z nie-



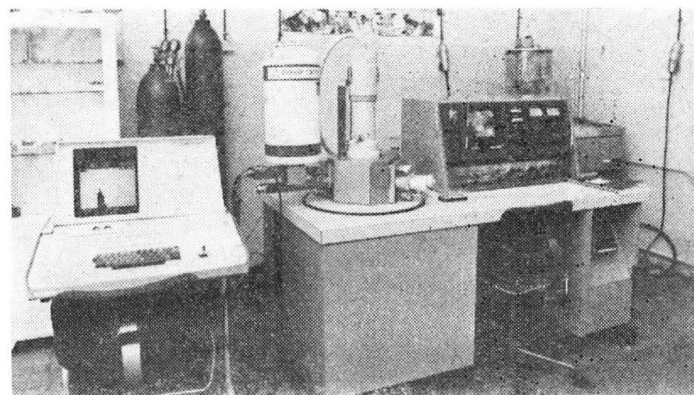
Rys. 7. Laboratorium autopilotów

znaczny zmianami aktualny do dziś. Zgodnie z tym podziałem opracowano w 1974 r. dokument pt. „Zadania i specjalizacja Instytutu Lotnictwa w latach 1975–1980 na tle zadań ZPLiS oraz niezbędna kadra”, a w 1975 r. dokument pt. „Program perspektywicznej tematyki prac naukowo-badawczych w dziedzinie lotnictwa dla zaplecza badawczo-rozwojowego ZPLiS do 1990 r.”.

Generalnym zamierzeniem obowiązującej specjalizacji było i jest stworzenie warunków do systematycznego, stopniowego rozwoju jednostek badawczych i ich kadry przez stałe zwiększanie ich możliwości badawczych oraz kwalifikacji zawodowych pracowników w kierunkach zgodnych z planem rozwoju branży lotniczej.

Kontynuacją prac w tym kierunku było opracowanie w 1983 r. raportu o stanie zaplecza badawczo-rozwojowego wytwórców sprzętu lotniczego i silnikowego. Celem pracy nad raportem była ocena stanu rozwoju zaplecza badawczo-rozwojowego WSLiS, aby na jej podstawie oraz prognoz przyszłych zadań można było wytyczyć kierunki dalszego rozwoju tego zaplecza pod kątem:

- lepszego ukierunkowania jego specjalizacji,
- zacieśnienia współpracy między poszczególnymi ośrodkami, zakładami i Instytutem Lotnictwa,
- lepszego wykorzystania zasobów kadrowych, wytwórczych i aparaturowych,



Rys. 8. Mikroskop skaningowy

— ustalenia podstaw do lepszego ukierunkowywania w zapleczu wysiłków inwestycyjnych.

Głównym odbiorcą raportu była w założeniu Rada Zrzeszenia. Raport został przyjęty przez Radę na posiedzeniu w lutym 1984 r. W odniesieniu do Instytutu raport zakładał nadanie priorytetu rozwojowi osprzętu i awioniki. Zrealizowanie zamierzeń rozwojowych i w rezultacie stworzenie w IL bazy doświadczalno-produkcyjnej umożliwiłoby (przez wykonanie prototypów i małych serii osprzętu i wyposażenia) stopniowe likwidowanie przeszkód w unowocześnianiu produkowanych w Polsce samolotów i śmigłowców. Rozwój awioniki i osprzętu jest korzystny, gdyż potencjał doświadczalno-produkcyjny w tym obszarze techniki jest elastyczny, co należy rozumieć jako możliwość podejmowania zadań z innych dziedzin, w których dominują elektromechanika, mechanika precyzyjna i elektronika.

Zaczęło rozbudowywać przede wszystkim te laboratoria, które ugruntowały pozycję Instytutu jako jednostki wiodącej w branżach zgrupowanych w Zrzeszeniu Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego oraz w przemyśle maszynowym. Dotyczy to zwłaszcza aerodynamiki, gazotermodynamiki, wytrzymałości konstrukcji. W II połowie lat 70. uruchomiono zestaw aparatury do badań rezonansowych konstrukcji (który jest w Polsce unikatem) i systematycznie

powiększa się jego możliwości. Zamontowano go na podwoziu samochodowym i dzięki temu jest użytkowany również poza Instytutem. W budowie znajduje się nowoczesne laboratorium do badań sprężarek lotniczych. Modernizuje się duży tunel aerodynamiczny o średnicy 5 m. Zbudowano laboratorium autopilotów. Wyposaża się hamownię latającą do prób silników odrzutowych w locie. Wprowadzono elektryzację stanowisk badawczych w celu umożliwienia automatyzacji procesu pomiarowego i maszynowej obróbki danych uzyskanych z pomiarów. Prace związane z tym procesem objęły znaczną część laboratoriów Instytutu. Zebrane doświadczenia pozwoliły wprowadzić elementy automatyzacji również do laboratoriów w przemyśle.

Automatyzacja pomiarów i obróbki danych jest jedną z zasadniczych możliwości intensyfikacji procesu badawczego przy pogłębiającym się deficycie kadrowym.

Obecnie IL dysponuje m.in. następującymi laboratoriami:

— tunele aerodynamiczne poddźwiękowe o średnicy 0,5 i 5 m i maksymalnej prędkości przepływu powietrza do 60 m/s,

— tunele aerodynamiczne naddźwiękowe o działaniu nieciągłym w zakresie liczby Macha do 3,5 z wizualizacją przepływu,

— laboratorium gazodynamiki i spalania,
 — laboratorium sprężarek,
 — laboratorium turbin i turbosprężarek,
 — laboratorium układów zasilania i sterowania lotniczych silników turbinowych,
 — laboratorium układów paliwowych silników wysoko-
 prężnych,

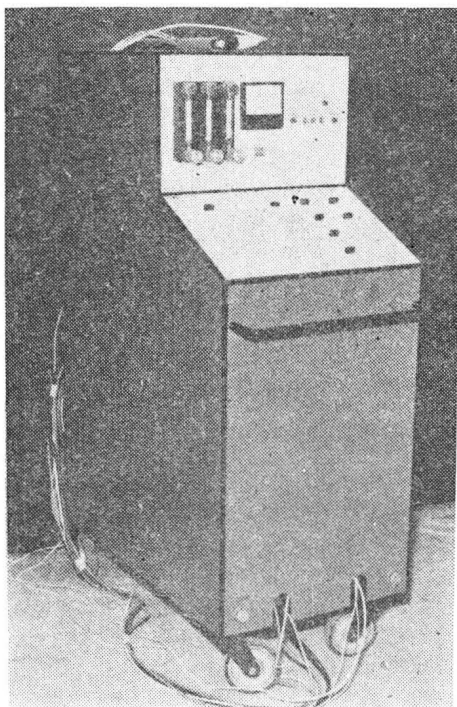
— hamownie silników odrzutowych turbinowych silników śmigłowych/śmigłowcowych i łokowych,

— hamownie silników wysokoprężnych,

— laboratorium cieczy roboczych i smarów,

— laboratorium podwozi,

— laboratoria przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych, radio-nawigacyjnych, osprzętu i wyposażenia lotniczego,



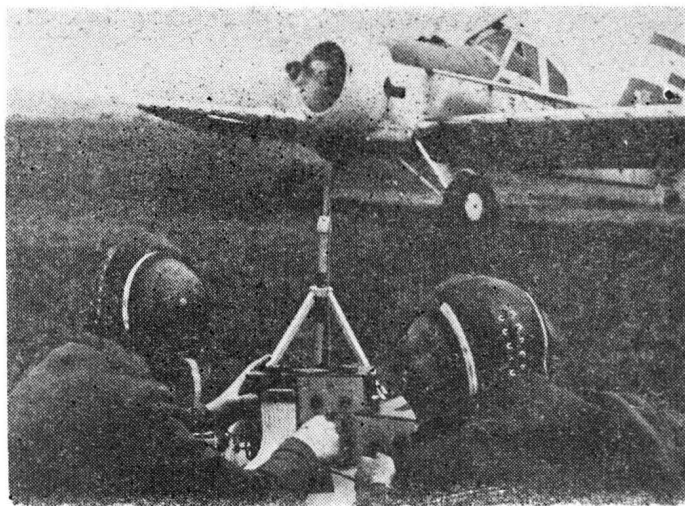
Rys. 9. Urządzenie do spawania mikroplazmowego

— laboratoria aparatury agrolotniczej,
 — laboratorium prób zmęczeniowych i rezonansowych,
 — laboratorium pomiarów hałasu,
 — laboratoria technologiczne,
 — laboratorium badań niezawodności osprzętu lotniczego.

Osiągnięcia Instytutu

Do najważniejszych prac Instytutu w okresie powojennym należy zaliczyć m.in.:

— opracowanie koncepcji, warunków technicznych, przeprowadzenie prób aerodynamicznych i wytrzymałościowych oraz badań w locie samolotów szkolno-treningowych Junak 3, TS-8 Bies i TS-11 Iskra. Samoloty Junak-3 i Bies zostały wdrożone do produkcji i stanowiły przez kilkanaście lat podstawowy sprzęt szkolno-treningowy w szkołach



Rys. 10. Pomiar pola akustycznego wokół samolotu PZL-106 Kruk

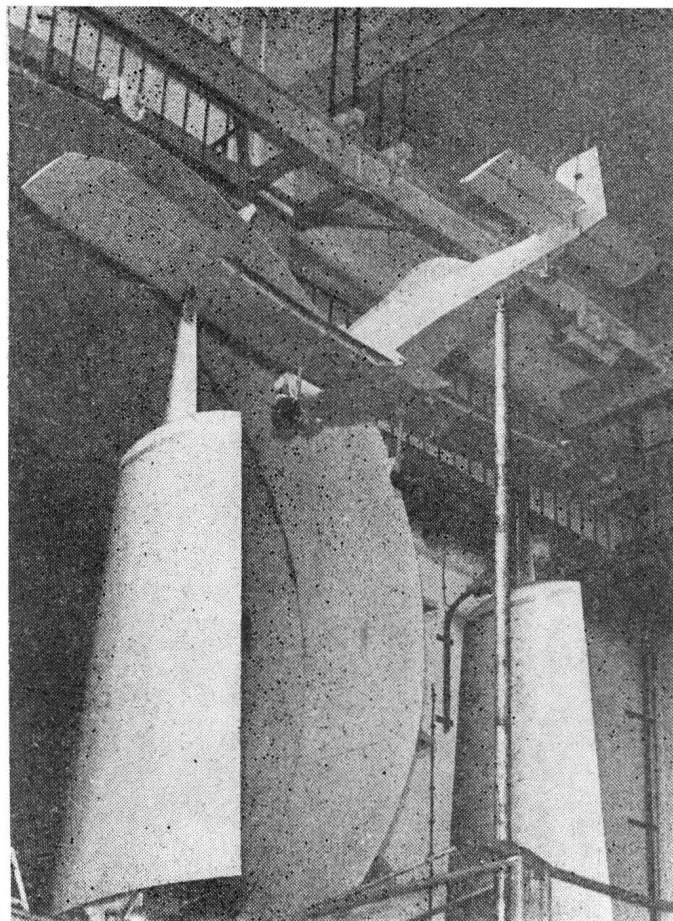
lotniczych i aeroklubach. Iskra znajduje się nadal w produkcji seryjnej,

— współudział (z PZL-Bielsko) w ustaleniu koncepcji i warunków technicznych oraz przeprowadzenie większej części badań aerodynamicznych i wytrzymałościowych oraz w locie większości polskich szybowców,

— współudział w rozwiązywaniu trudnych problemów technicznych przy wdrażaniu do produkcji samolotów łokowych i odrzutowych, śmigłowców, silników lotniczych łokowych i odrzutowych oraz agregatów i osprzętu lotniczego wg radzieckiej dokumentacji licencyjnej, a także udział w próbach laboratoryjnych i w locie,

— przeprowadzanie badań i prób kontrolnych zespołów aparatury rolniczej samolotów PZL-101 Gawron i An-2 oraz śmigłowców SM-1 i Mi-2, jak również samolotu wielozadaniowego PZL-104 Wilga,

— opracowanie samolotu doświadczalnego Lala-1 przeznaczonego do badania nowych rozwiązań konstrukcyjnych aparatury agrolotniczej, zwłaszcza pneumatycznego transportu chemikaliów,



Rys. 11. Model samolotu M18 Dromader w tunelu o średnicy 5 m. Fot. IL — Z. Zylich

— opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji seryjnej pierwszego polskiego turbinowego silnika odrzutowego SO-1 o ciągu 1000 daN do napędu samolotu szkolno-treningowego Iskra,

— przebadanie na hamowni turbinowego silnika śmigłowego PZL-10W oraz jego zespołów na stoiskach badawczych,

— opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji seryjnej licznych przyrządów pokładowych do samolotów i szybowców, takich jak prędkościomierze, zakrętomierze, liczniki czasu pracy silnika, rejestrator parametrów lotu roboczego, paliwomierze itp.,

— opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji wielokanałowych systemów telemetrycznych przeznaczonych do zdalnych pomiarów parametrów w różnych urządzeniach oraz aparatury do pomiarów elektrycznych mechanicznych wielkości dynamicznych, z których oprócz lotnictwa korzysta wiele innych gałęzi gospodarki narodowej,

— opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji rodziny rakiet meteorologicznych Meteor,

— opracowanie technologii i urządzenia do produkcji wypełniacza komórkowego z folii metalowej m.in. do produkcji łopatek śmigłowych oraz urządzeń produkcyjnych do zautomatyzowanego spawania bardzo cienkich blach ze stali stopowych i metali lekkich,

— opracowanie, wykonanie, przebadanie oraz przekazanie do produkcji nowoczesnej, wysokowydajnej aparatury agrolotniczej do samolotu M-15, z zastosowaniem transportu pneumatycznego chemikaliów,

— zmodernizowanie (wspólnie z WSW-Andrychów) silnika licencyjnego SW-400, którego moc została zwiększona najpierw do 102 kW (138 KM), a później przez zastosowanie doładowania do 110 kW (150 KM) (zmodernizowany silnik jest stosowany m.in. do napędu autobusów Autosan i maszyn budowlanych),

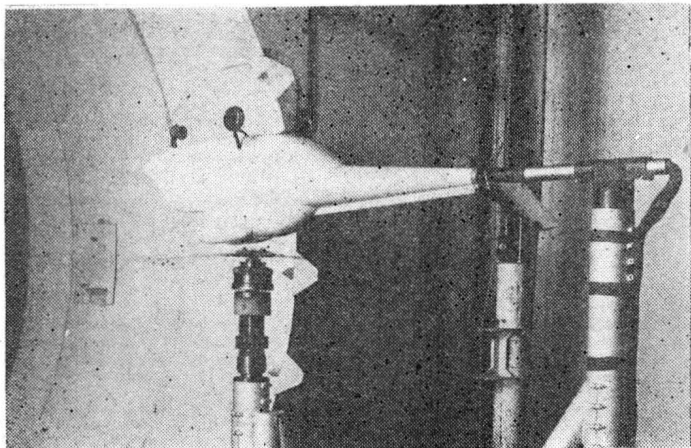
— wprowadzenie (wspólnie z WSK-Mielec) doładowania w silnikach licencyjnych SW-680 zwiększającego ich moc do 221 kW (300 KM),

— opracowanie turbosprężarki typoszeregu RWPG,

— opracowanie wielu urządzeń przeznaczonych do badań z pokładów sztucznych satelitów ziemi zjawisk fizycznych w kosmosie, w tym analizatorów fal plazmowych małej częstotliwości, które zostały użyte do badań komety Halleya w marcu 1986 r. w eksperymencie Wega,

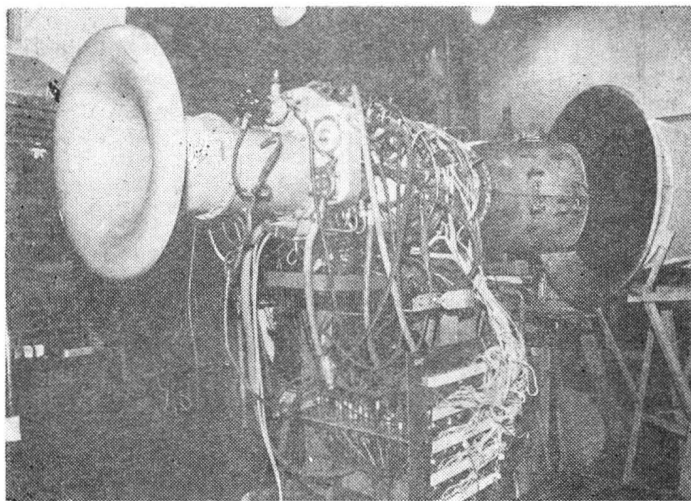
— opracowanie nowego samolotu szkolno-treningowego, I-22, jego napędu i osprzętu.

W IL znajduje się Branżowy Ośrodek Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej, pracujący na potrzeby Instytutu i branż przemysłowych. W BOINTE działa biblioteka dysponująca zbiorem ponad 60 000 książek z dziedziny lotnictwa i dziedzin pokrewnych. Biblioteka prenumeruje 390 czasopism krajowych i zagranicznych. Obecnie prenumeruje się 135 czasopism zagranicznych, w tym 53 z krajów zachodnich. W ostatnich latach znacznie zmniejszyła się liczba czasopism zachodnich otrzymywanych przez bibliotekę. Jest to zjawisko bardzo niekorzystne, gdyż zmniejsza możliwości korzystania z informacji naukowo-technicznej nt. tendencji i najnowszych rozwiązań techniki lotniczej i w dziedzinie silników wysokoprężnych na świecie.



Rys. 12. Badania modelu śmigłowca Sokół z wirującym wirnikiem w tunelu aerodynamicznym

Dla potrzeb Instytutu i zakładów przemysłowych BOINTE wydaje miesięczniki *Informacja Ekspresowa Lotnicza i Silnikowa* oraz *Przegląd Dokumentacyjny. Przemysł Lotniczy*



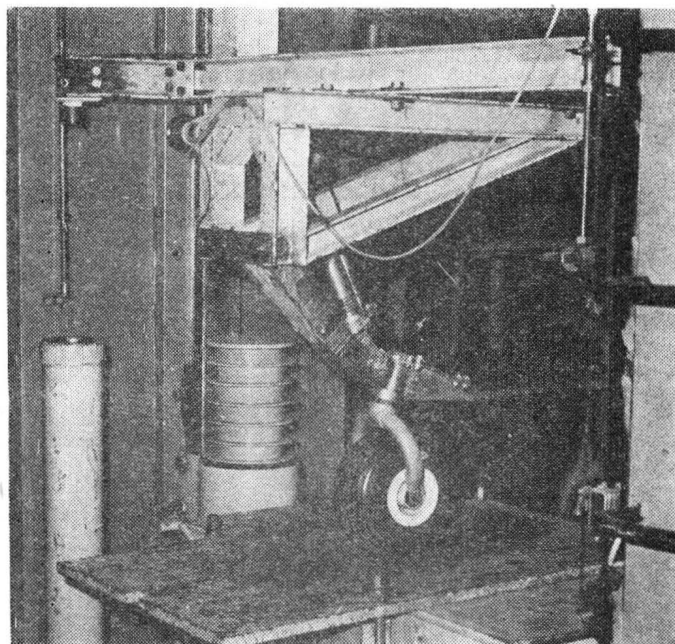
Rys. 13. Silnik PZL-10W na hamowni

i *Silnikowy*. Najstarszym wydawnictwem Instytutu jest kwartalnik *Prace Instytutu Lotnictwa*, w którym są publikowane wyniki prac teoretycznych i doświadczalnych pracowników Instytutu. W celu udostępnienia zakładom przemysłowym i uczelniom informacji o pracach wykonywanych w Instytucie od 1960 r. dokumentuje się je w specjalnym roczniku pt. *Tematy Prac Wykonanych w Instytucie Lotnictwa. Rocznik Prace Przemysłu Lotniczego i Silnikowego* ukazujący się od 1965 r. zamieszcza streszczenia wybranych tematów o charakterze konstrukcyjnym i technologicznym, wykonanych w przedsiębiorstwach wytwórców sprzętu lotniczego i silnikowego. Ww. wydawnictwa zawierają informacje o tym, co się aktualnie dzieje w technice lotniczej i w dziedzinie szybkoobrotowych silników wysokoprężnych na świecie i w Polsce.

— BOINTE wydaje również materiały z konferencji naukowo-technicznych organizowanych przez Instytut Lotnictwa. W styczniu 1986 r. odbyła się konferencja pt. „Mechanika w lotnictwie”, we wrześniu „Mechanika płynów”. Obydwie konferencje były związane z obchodami 60-lecia Instytutu.

W IL znajduje się także Branżowy Ośrodek Normalizacji, który opracowuje normy polskie i branżowe na potrzeby przemysłu lotniczego i silnikowego oraz prowadzi wypożyczalnię norm. W celu ułatwienia korzystania z norm lotniczych i silnikowych opracowanych w kraju, w 1980 r. i 1983 r. wydano katalogi tych norm.

W ciągu ostatnich 15 lat nastąpił poważny wzrost kwa-



Rys. 14. Podwozie tylnie samolotu PZL-104 Wilga podczas prób dynamicznych

lifikacji podstawowej kadry Instytutu, tzn. pracowników naukowo-badawczych. W latach 1970÷1985 powołano na stanowiska asystentów 258 osób, na starszych asystentów cd. na III okł.

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

A. Glass: Zespół napędowy a bezpieczeństwo lotu	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców	3
W. Stafiej: Zagadnienia związane ze sterowaniem poprzecznym szybowca	4
M. Łagosz, S. Szczeciński: Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (II)	7
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	9
PROJEKTY: Akafleg Mü 30 Schlaero	10
NOWOŚCI TECHNICZNE: Automatyczny system mycia samolotów	10
KARTOTEKA TLiA: Lockheed/Skyfox/Boeing Skyfox	11
FMA IA-63 Pampa	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (V)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Ciśnienie na wlocie do gaźnika i wydatki paliwa instalacji paliwowych samolotów lekkich (II)	16
R. Gruchalski: Osobliwe stany pracy sprzęgieł głównych reduktorów zespołu napędowego śmigłowców	18
J. Grzegorzewski: Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (II) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK	II okł.
NOWOŚCI TECHNICZNE: Studium zintegrowanego systemu napędowego samolotów naddźwiękowych	III okł.

Na okładce: Samoloty szkolno-treningowe PWS-26 (1935+1939) — rys. K. Cieślak

STRESZCZENIA

STAFIEJ W.: Zagadnienia związane ze sterowaniem poprzecznym szybowca. TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 4

W artykule przedstawiono analizę sterowania poprzecznego przeprowadzoną w trakcie projektowania szybowca, w celu doboru parametrów lotki. Podstawą obliczenia jest geometryczna, aerodynamiczna i masowa charakterystyka skrzydła i całego szybowca.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (II). TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 7

W artykule przedstawiono typy tłumików drgań skrętnych układów korbowych lotniczych silników tłokowych, opisano ich podstawowe cechy konstrukcyjne i właściwości dynamiczne oraz podano przykłady zastosowań. Zwrócono uwagę na ewentualność dynamicznego oddziaływania łopaty śmigła na układ korbowy silnika.

GRUCHALSKI R.: Osobliwe stany pracy sprzęgieł głównych reduktorów zespołu napędowego śmigłowców. TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 18

Autor, na podstawie długoletniej praktyki, stara się usystematyzować szczególne przypadki pracy sprzęgieł, dokonując ich klasyfikacji i analizując ich przyczyny.

GRZEGORZEWSKI J.: Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (II). TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 21

W artykule przedstawiono zarys dziejów Instytutu Lotnictwa. Omówiono rolę Instytutu Lotnictwa w polskim przemyśle lotniczym po II wojnie światowej, zakres i rodzaj jego prac, wyposażenie i osiągnięcia w latach 1945+1986.

CONTENTS

STAFIEJ W.: Problems related to transverse control of the glider. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 8, p. 4

Analysis of glider transverse control, carried out in the course of design work at a glider in order to determine the optimum aileron parameters, has been presented in this article. The calculations are based on geometrical, aerodynamical and mass distribution characteristics of the wing and the glider as a whole.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Crankshaft torsion damping in aircraft piston engines (II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 8, p. 7

Types of crankshaft torsion dampers of aircraft piston engines have been presented, their basic design features and dynamic characteristics have been described and application examples have been given. A possibility of the crankshaft, piston and connecting rods assembly being dynamically affected by the aircrew blades has been pointed out.

GRUCHALSKI R.: Singular operating conditions of main ditches of helicopter power unit reduction gears. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 8, p. 18

On the ground of many years' practical experience, the author has made an attempt to systematise special cases of clutch operation, classifying them and analysing the conditions they result from.

GRZEGORZEWSKI J.: Aeronautical Institute — 60 years of service for Polish wings and national economy (II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 8, p. 21

History of the Aeronautical Institute has been outlined in this article. The role played by the Aeronautical Institute in the Polish aircraft industry after the world war II, scope and nature of work carried out by the Institute, Institute's facilities and equipment as well as the main achievements for the period from 1945 to 1986, have been described.

cd. na III s. okł.

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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

Rada programowa:
Mgr inż. Z. Gtrulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-przew.), mgr inż. F. Gwóźdź, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewtowiec, dr inż. K. Michałewicz, 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

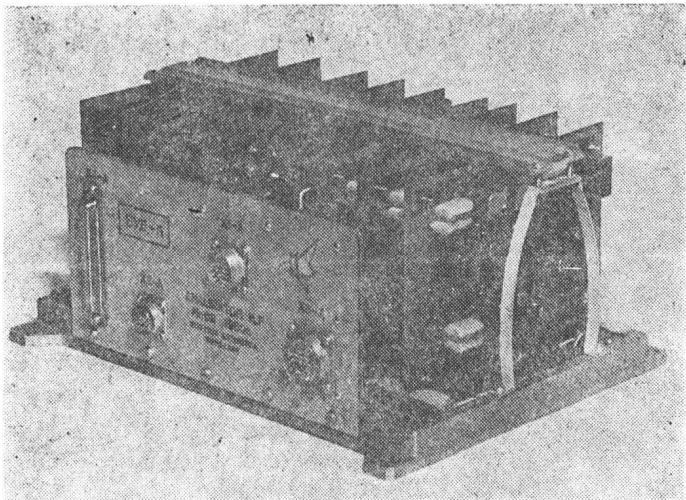
Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0491-1300/87. Nakład 6450 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-65.

Cena pojedynczego egz. zł 130,—

Prenumerata roczna zł 1560,—

INDEKS 37909



Rys. 15. Satelitarny analizator niskich częstotliwości ILF wystrzelony w kosmos w grudniu 1980 r.

Wszystkie zdjęcia Instytutu Lotnictwa

— 169, na adiunktów — 114 i na docentów — 17 osób. W tym samym czasie otwarto 69 przewodów doktorskich, obroniono 26, w tym 8 przed Radą Naukową Instytutu. Przeprowadzono również 2 habilitacje. 15 pracowników ma specjalizację inżynierską I stopnia.

Obecnie 73 pracowników Instytutu legitymuje się stopniami i tytułami naukowymi, w tym 69 pracowników ma stopień doktora, dwóch doktora habilitowanego, dwóch tytuły profesorów. Wśród 33 zatrudnionych w Instytucie docentów, 21 ma stopień doktora, a dwóch doktora habilitowanego.

Wieloletnia kontynuacja tematyki i twórcze jej traktowanie stworzyły możliwości wypracowania specjalizacji w niektórych dziedzinach jak: w dziedzinie gazodynamiki silników turbinowych, maszyn wirnikowych, wytrzymałości silnikowej i płatowcowej, aparatury satelitarnej do badań zjawisk fizycznych w kosmosie. W IL pracują konstruktorzy o wysokich kwalifikacjach w dziedzinie płatowców, silników oraz osprzętu i wyposażenia lotniczego, zdolni do podejmowania trudnych i odpowiedzialnych zadań. Za wykonane prace zespoły pracowników Instytutu otrzymały kilka nagród państwowych: Ministra Obrony Narodowej, Ministra Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki, Ministra Przemysłu Maszynowego, wyróżnienia w konkursie Mistrza Techniki — Warszawa M.in. zespół pracowników Instytutu w 1970 r. otrzymał nagrodę państwową drugiego stopnia w dziedzinie techniki za udział w opracowaniu i wdrożeniu do produkcji mierników elektronicznych do pomiaru dynamicznych wielkości mechanicznych.

Wysokie kwalifikacje i dorobek pracowników IL w niektórych dziedzinach znalazły uznanie za granicą. Zespół pracowników Instytutu na zlecenie Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ opracował studium pt. „Rozwój wyposażenia agrolotniczego służącego wzrostowi produkcji żywności” („Development of airborne equipment to intensify world food production”), które zostało wydane w Nowym Jorku w 1981 r. Od kilku lat czujniki przemieszczeń liniowych są eksportowane m.in. do Czechosłowacji. Dla obserwatorium astronomicznego w Czechosłowacji opracowano dopplerowski odbiornik geofizyczny. Zespół pracowników IL przeprowadził na Węgrzech, przy użyciu własnej aparatury, badania flatterowe szybowca konstrukcji węgierskiej.

Miarą osiągnięć Instytutu jest udzielenie na jego rzecz przez Urząd Patentowy PRL w latach 1954÷1985 322 patentów i 44 wzorów użytkowych.

Instytut Lotnictwa jest jedną z najstarszych placówek naukowo-badawczych w Polsce i w czasie 60 lat istnienia dobrze przysłużył się polskiemu skrzydłom i gospodarce narodowej.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Studium zintegrowanego systemu napędowego samolotów naddźwiękowych

Firma Lockheed zawarła z US Air Force umowę na wykonanie studium zintegrowanego napędu samolotów bojowych o naddźwiękowej prędkości przelotowej. Napęd taki byłby zastosowany również w opracowywanym obecnie przez Lockheeda nowoczesnym myśliwcu taktycznym ATF (Advanced Tactical Fighter). Szczególna uwaga ma być zwrócona na komputerowe metody odwzorowywania dynamiki przepływu, tak aby różne układy napędu były integrowane z samolotami w sposób komputerowy, przed zbudowaniem modelu.

Konstrukcja samolotów myśliwskich następnej generacji będzie wynikiem rozwoju zintegrowanego systemu napędu, aerodynamiki płatowca i układu sterowania, a nie niezależnego ich zaprojektowania, jak to było dotychczas. Jest

to szczególnie ważne obecnie, gdy wzrosły wymagania dotyczące radarowego echa samolotu, przelotowych prędkości naddźwiękowych i takich nowych rozwiązań, jak odwracanie ciągu w warunkach lotu.

Na początku ma być przeprowadzona analiza różnych układów samolotu oraz różnych typów wlotu i wylotu w celu ich optymalizacji. W następnym etapie programu będzie opracowana szczegółowa koncepcja napędu z dwoma alternatywnymi rozwiązaniami wlotu i wylotu. Wyniki tego etapu pozwolą na wykonanie modeli i przebadanie ich w tunelu aerodynamicznym. Końcowy etap studium będzie stanowić analiza uzyskanych wyników.

W.K.

cd. ze s. 24

ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Probleme der Quersteuerung beim Segelflugzeug. TLIA, XLII Jhrg., 1987, H. 8, S. 4

In dem Aufsatz wird die beim Entwerfen eines Segelflugzeuges durchgeführte Analyse der Quersteuerung für die Wahl der Querruder-Parameter dargestellt. Die Grundlage für die Berechnung bildet die geometrische, aerodynamische und die Massen-Charakteristik des Flügels und des ganzen Segelflugzeuges.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Dämpfung der Drehschwingungen an Kurbelwellen bei Kolben-Flugmotoren. (II). TLIA, XLII Jhrg., 1987, H. 8, S. 7

Es werden die Typen, die grundsätzlichen Konstruktionsmerkmale, die dynamischen Eigenschaften und Anwendungsbeispiele von Drehschwingungsdämpfern für Kurbelwellen bei Kolben-Flugmotoren dargestellt. Ausserdem wird auf die Möglichkeit einer dynamischen Einwirkung der Luftschraubenblätter auf die Kurbelwellen des Motors hingewiesen.

GRUCHALSKI R.: Besondere Betriebszustände der Hauptkupplungen an Unterseitzungsgetrieben bei Hubschrauber-Antrieben. TLIA, XLII Jhrg., 1987, H. 8, S. 18

Auf Grund jahrelanger Erfahrung, versucht der Autor die besonderen Betriebszustände der Kupplungen zu systematisieren, zu klassifizieren und ihre Ursachen zu analysieren.

GRZEGORZEWSKI J.: Das Institut für Luftfahrtwesen-60 Jahre im Dienst der polnischen Luftfahrt und der nationalen Wirtschaft (II). TLIA, XLII, Jhrg., 1987, H. 8, S. 21

In dem Aufsatz wird ein Grundriss der Geschichte des Instituts für Luftfahrtwesen gegeben. Es werden die Rolle des Instituts in der polnischen Flugzeugbauindustrie nach dem zweiten Weltkrieg, der Bereich und die Art der ausgeführten Arbeiten, seine Ausrüstung und Errungenschaften in dem Jahren 1945÷1968 erörtert.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Проблемы поперечного управления планером. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 8, с. 4

Статья посвящена анализу поперечного управления планером проволочным на стадии проектирования с целью подбора параметров элеронов. Основой расчета являются геометрическая, аэродинамическая и массовая характеристика крыла и планера в целом.

ЛАГОШ М., ШЕЦИНСКИ С.: Демпфирование крутильных колебаний коленчатых валов авиационных поршневых двигателей (II часть). ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 8, с.

Описаны типы демпферов крутильных колебаний коленчатых валов авиационных поршневых двигателей, их основные конструктивные решения и динамические характеристики, а также даны примеры их применения. Учитывается также динамическое влияние лопастей винта на коленчатый механизм двигателя.

ГРУХАЛЬСКИ Р.: Особые режимы работы спеленный главных редукторов привода вертолетов. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 8, с. 18

Автор, на базе многолетнего опыта, делает попытку систематизировать особые режимы работы спеленный, предлагает их классификацию и анализирует причины этих явлений.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Институт Авиации — 60 лет на службе польских крыльев и народного хозяйства (II часть). ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 8, с. 21

Статья представляет очерк по истории Института Авиации. Описывается роль Института Авиации в польской авиационной промышленности после второй мировой войны, объем и характер его работ оборудования и достижения за период 1945÷1968 г.

Samoloty Junak 3

