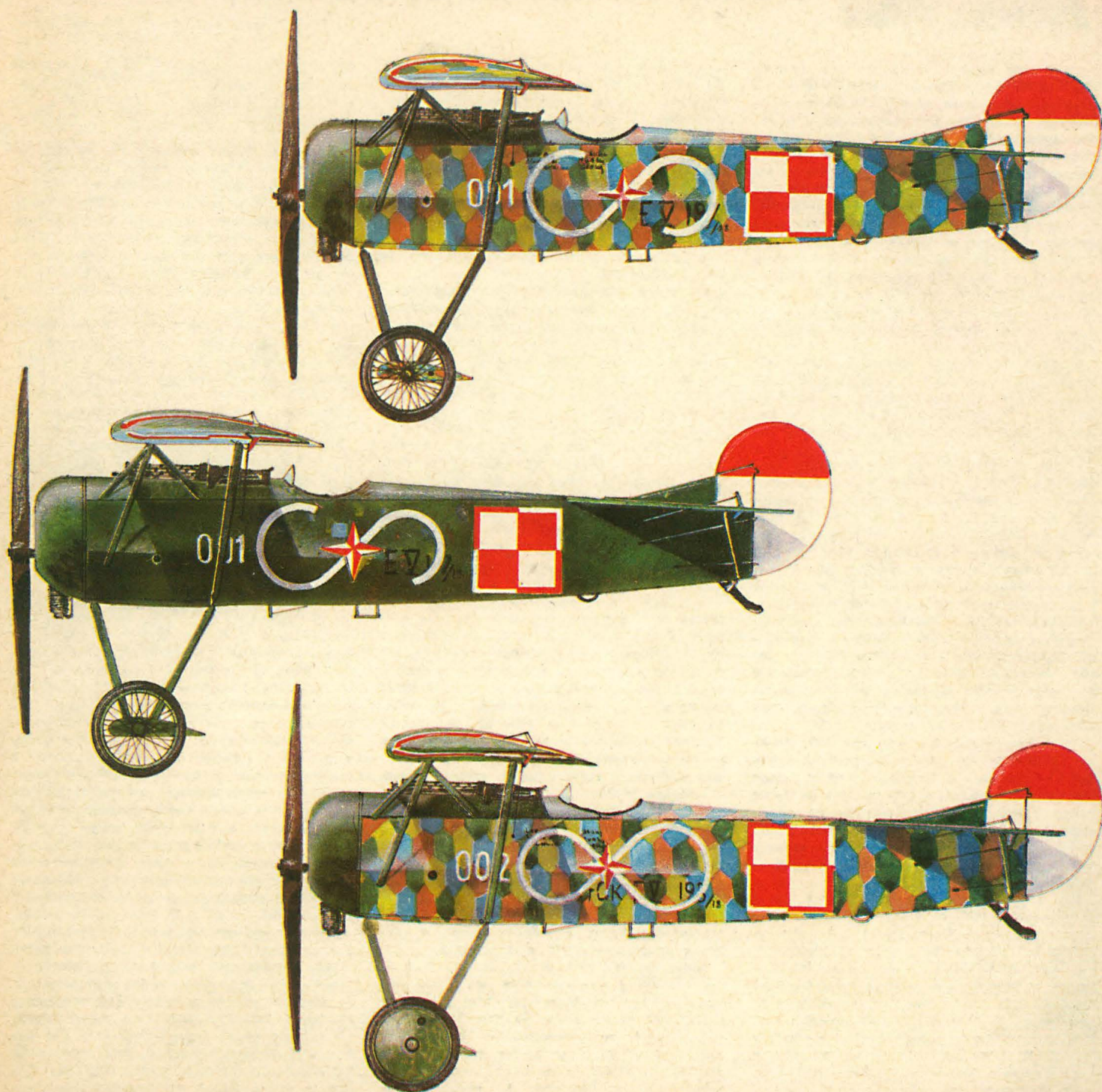


TECHNIKA

7'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





Prof. mgr inż. Leszek Dulęba (1907 ÷ 1987)

„Nie cały umrę” — to prawda. Osobowość Profesora wywarła trwały wpływ na Jego wychowanków. Był doskonałym przykładem człowieka, którego działanie przesłania osobę.

Urodził się 19 maja 1907 r. we Lwowie jako syn Aleksandra i Stanisławy z Więzkowskich. Ojciec — lekarz zmarł w 1910 r., matka — urzędniczka państwowa po śmierci męża przeniosła się z dwojgiem dzieci do Warszawy, gdzie w 1925 r. Leszek Mieczysław Dulęba uzyskał maturę w Gimnazjum im. Stefana Batoiego. W tym czasie należał do harcerstwa (od 1920 do 1926 r.), został drużynowym 16 WDH przy swej szkole. Następnie działał w Juventus Christiana.

Ideąłem harcerskim pozostał wierny do końca; u schyłku życia prowadził gawędy w 23 Warszawskiej Drużynie Harcerskiej przy Liceum Ogólnokształcącym im. S. Batoiego. Sztandar tej Drużyny pochylił się nad Jego trumną.

Studia w Politechnice Warszawskiej rozpoczął w 1925 r. Ukończył Wydział Mechaniczny w lipcu 1931 r., a już we wrześniu 1932 r. powrócił na Uczelnię i podjął pracę jako starszy asystent w Katedrze Budowy Samolotów i Mechaniki Lotu u prof. G. A. Mokrzyckiego. Sprawdzał prace projektowe z dziedziny konstrukcji samolotów i prowadził wykłady z obciążeń samolotów. Kontynuował tę działalność do wybuchu wojny. Jednocześnie jako członek Aeroklubu Warszawskiego prowadził wykłady z zasad mechaniki lotu i budowy samolotów dla pilotów AW. W latach 1931÷1932 opracował skrypt z wykładów prof. M. T. Hubera pt. „Statyka lotnicza”.

Już w czasie studiów, pracując jako technik w Dziale Płatowcowym Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa od 1 maja 1930 r. do 1 sierpnia 1931 r., zapoznał się z pomiarami w locie. Pracę tę przerwała służba wojskowa od września 1931 r. do września 1932 r. Ukończył jako prymus Szkołę Podchorążych Rezerwy Lotnictwa — służba techniczna.

Po ukończeniu służby wojskowej od 1 października 1932 r. podjął pracę w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych (RWD) na Okęcu. Stanowiło to kontynuację Jego działalności jeszcze ze studiów: w latach 1927÷1930 jako członek Zarządu Sekcji Lotniczej Studentów PW, wspólnie z S. Rogalskim, S. Wigurą, J. Drzewieckim i J. Wędrzychowskim organizował warsztaty Sekcji. W DWL (RWD), oprócz udziału w projektowaniu konstrukcji, Jego zadaniem było wykonywanie obliczeń aerodynamicznych, osiąagów, stateczności, obciążeń i wytrzymałości samolotów, jak również redagowanie całości obliczeń, których fragmenty

wykonywali inni konstruktorzy. Obliczenia te składane do IBTL do zatwierdzenia, cechowały się dużą przejrzystością i systematycznością. Brał udział w opracowaniu konstrukcji RWD-13. Cechy STOL i bezpieczny pilotaż sprawiły, że RWD-13 był jednym z najbardziej popularnych samolotów turystycznych lat trzydziestych. Po II wojnie światowej wrócili do Polski z Rumunii 4 egz. RWD-13. Były użytkowane do końca 1953 r.

W 1933 r. ożenił się z panną Marią Anielą Sulima-Samujłło.

W latach 1938÷1939 pod Jego kierownictwem powstała konstrukcja (wg wcześniej opracowanego przez inż. S. Rogalskiego projektu wstępnego) samolotu dwusilnikowego RWD-18. Samoloty tej kategorii rozwinęły się na świecie dopiero w latach sześćdziesiątych. Niestety w chwili wybuchu wojny prototyp RWD-18 był w montażu — do oblotu zabrakło ok. trzech miesięcy.

W początkach 1939 r. pod Jego kierownictwem przystąpiono do opracowania projektu konstrukcyjnego samolotu patrolowo-torpedowego RWD-22. Uczestniczył w tym czasie w opracowywaniu myśliwca przechwytyjącego RWD-25.

W latach 1933÷1939 brał udział w pracach Komisji Normalizacyjnej Departamentu Lotnictwa M.S. Wojsk.

Wrześniem 1939 r. przerwał działalność Profesora w kraju. Ewakuowany wraz z wytwórniami, jak wielu innych Polaków w wyniku kampanii wrześniowej, trafił przez Rumunię do Francji zostawiając w kraju żonę i roczną córkę Joannę. Tam zgłosił się do wojska i w marcu 1940 r. został skierowany do pracy w fabryce samolotów SNCAM Dewoitine w Tuluzie jako inżynier w biurze konstrukcyjnym, gdzie projektował drewniane usterzenie do samolotu myśliwskiego D-520.

Po upadku Francji ewakuował się do Anglii, gdzie m.in. projektował zasobniki do zrzutów do okupowanej Polski. Następnie udał się drogą morską wokół Afryki z całą ekipą polskich specjalistów lotniczych do Turcji, gdzie od maja 1941 r. do końca 1946 r. pracował jako kierownik działu projektowania biura konstrukcyjnego w fabryce samolotów THK w Etimesgut.

Zadaniem polskiej ekipy w Turcji była organizacja i uruchomienie wytwórni samolotów lekkich Tureckiej Ligi Lotniczej (THK). W czasie pracy w Turcji Profesor uczestniczył w opracowaniu konstrukcji pięciu prototypów: szybowca transportowego THK-1, samolotu akrobacyjnego THK-2, samolotu sanitarnego i pasażerskiego THK-5 i THK-5A (THK-10) oraz samolotu turystycznego THK-11 i w przygotowaniu produkcji licencyjnej samolotu Miles Ma-

gister oraz w opracowaniu dokumentacji „z natury” czterech szybowców eksploatowanych w Turcji, a dotychczas tam nie produkowanych (Habicht, Ps-2, Us-4 i Sza-5).

W 1947 r. wrócił z Turcji do Polski. Od razu przystąpił do tworzenia samolotów i kształcenia młodych inżynierów. Od 15 kwietnia 1947 r. został kierownikiem zespołu konstrukcyjnego w Centralnym Studium Samolotów (dzisiejsze wytwórnia WSK PZL-Warszawa-Okęcie) i objął stanowisko kierownika Katedry Budowy Samolotów Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda.

Działalność Profesora w CSS to chyba Jego pierwsza ścisła współpraca z prof. dr. inż. F. Misztalem, który od 1946 r. był dyrektorem CSS. W CSS pod kierunkiem prof. L. Dulęby powstały samoloty: CSS-11 (dwumiejscowy samolot szkolno-akrobacyjny) i CSS-12 (samolot dwusilnikowy do komunikacji krajowej). Niestety niewłaściwa polityka władz doprowadziła do braku silników do tych konstrukcji, co uniemożliwiło podjęcie produkcji seryjnej. Nastąpił okres licencji — Profesor wprowadził do produkcji licencyjnej PO-2 pod nazwą CSS-13. Przerwa w działalności twórczej polskich konstruktorów, w tym i Profesora, trwała do 1955 r.

W 1951 r. nastąpiło połączenie Politechniki Warszawskiej ze Szkołą Inżynierską im. Wawelberga i Rotwanda. Na Politechnice powstał Wydział Lotniczy. Profesor rozpoczął pracę w kierowanej przez prof. dr. inż. F. Misztala Katedrze Budowy Samolotów jako samodzielny pracownik naukowy. Katedrze tej pozostał wierny aż do emerytury. W 1953 r. został mianowany docentem, a w 1958 r. profesorem nadzwyczajnym. I tak już zostało — Profesor nie był typem naukowca stwarzającego w swojej dyscyplinie szkołę owocującą w najwyższym stopniu naukowe, a działalność konstruktorska uprawiana z taką pasją przez Profesora nie była należycie wysoko oceniana przez nauczycieli akademickich, którzy jednocześnie często narzekają na „odtechniczenie” Politechniki.

Profesor całkowicie poświęcił swoje siły i umiejętności kształceniu „oficerów przemysłu lotniczego”, jakimi są po ukończeniu Uczelni Jego dyplomanci. Ale wiedział, że głęboka wiedza o konstrukcji nie przychodzi z książek, stąd Jego powiedzenie: „Nie lubię uczyć tego, czego sam nie robiłem” i dlatego tak sobie cenił pracę przy kształtowaniu nowych konstrukcji samolotów w przemyśle. A na naukowe uogólnienia nie wystarczyło czasu.

Miałem szczęście od 1956 r. obserwować



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII LIPIEC 1987

TECHNIKA

7'87

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Słabe strony polskiego przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na czym dziś głównie zarabia przemysł lotniczy? Najmniej na sprzedaży samolotów, zaś więcej na ich remontach i częściach zamiennych, a najwięcej na silnikach, osprzęcie i wyposażeniu, zwłaszcza zaś na awionice. Poziom przemysłu lotniczego w danym kraju ocenia się nie tylko na podstawie liczby i jakości wyprodukowanych samolotów, śmigłowców i szybowców, lecz przede wszystkim na podstawie produkowanych silników i wyposażenia.

W dwudziestoleciu międzywojennym tylko w latach 1930÷1935 produkowaliśmy nowoczesne silniki lotnicze, gdyż były to pierwsze lata po zakupieniu licencji na silniki Wright Whirlwind, Bristol Jupiter i Merkury. Natomiast już w latach 1937÷1939 silniki stały się piętą Achillesową naszego przemysłu lotniczego. O ile w tym okresie Rumunia i Węgry potrafiły uruchomić produkcję silników lotniczych o mocy 699÷736 kW (950÷1000 KM), to nasz przemysł dysponował tylko silnikami o trochę niższej mocy, co ograniczało osiągi większości naszych samolotów wojskowych.

W końcu lat pięćdziesiątych i w latach sześćdziesiątych nasz przemysł rozwijał produkcję wielu silników o różnicowanej mocy do wprowadzonych wówczas do produkcji samolotów i śmigłowców. Przede wszystkim należy tu wymienić silniki: AI-14 191 kW (260 KM) do samolotów lekkich, GTD-350 294 kW (400 KM) do śmigłowców i ASz-62 736 kW (1000 KM) do dużych samolotów rolniczych. Próby rozszerzenia zakresu mocy produkowanych silników są u nas dość powolne i wykonywane ze zbyt małą energią. Rodzina silników PZL-Franklin już od dziesięciu lat jest sprawą przyszłości. Brak tych silników zahamował produkcję Kolibrów, wstrzymał produkcję Mewy, która obecnie odradza się dzięki importowi silników Continental oraz zmusił do zastosowania silnika importowanego na drugim prototypie Iskierki. Choć w ZSRR i Czechosłowacji podniesiono moc silnika AI-14 powyżej 220 kW (300 KM), u nas po 30 latach produkcji tego silnika uzyskano tylko 206 kW (280 KM). Nie pozwoliło to na stosowanie go do Orlika i spowodowało import silników M-14. Produkowany przez 20 lat silnik GTD-350 nie doczekał się wersji śmigłowej, choć bardzo przydałaby się np. do Orlika, a może i do innych samolotów (kto wie czy Turbo-Mewa lub Turbo-Wilga 88 nie znalazłyby odbiorców). Wiele lat upłynęło nim śmigłowiec LIT-3 doczekał się wersji śmigłowej PZL-3S, której dalszy rozwój odbywa się dość powoli. Nowością są silniki turbinalne PZL-10S i PZL-10W (TWD-10), których wdrożenie do produkcji trwało ok. 10 lat i nie jest to jeszcze produkcja w pełni seryjna. Silnik do Iskry (SO-1, SO-3) o ciągu 1000 daN został skonstruowany w latach sześćdziesiątych; dziś mamy jego trochę ulepszoną odmianę. Jak jednak konstruktorzy mają realizować postęp w dziedzinie budowy płatowców, jeśli z reguły silniki, które są dostępne (tzn. są faktycznie produkowane) prezentują poziom techniczny sprzed 20 lat, a jeśli zaprojektują samolot do nowej odmiany, czy typu silnika — to oczekiwania na jego produkcję trwać latami?

W tej sytuacji powstaje pytanie, kto u nas się troszczy o rozwój silników lotniczych? Wytwórnice silników zainteresowane są przede wszystkim bieżącą produkcją seryjną, dającą zyski. Ponieważ zamówienia na dotychczas produkowane typy są nadal duże (każdy samolot, czy śmigłowiec do eksploatacji wymaga przynajmniej jednego silnika), za-

potrzebowanie na części zamienne i remonty utrzymuje się dość długo od chwili zbudowania silnika — więc wytwórnice póki mogą, to kontynuują starą produkcję. Nowe typy silników potrzebne są wytwórnicom płatowców. Lecz czy mają one środki do zachęcenia wytwórni silników do prac nad nowymi typami i nowymi wdrożeniami? Mimo zamówień składanych przez Biuro Techniczne Nowych Uruchomień PZL, wydaje się, że skuteczność tego oddziaływania nie jest wystarczająca oraz, że warto byłoby się zastanowić nad tym, jakiego rodzaju mechanizm mógłby być w tym przypadku skuteczny.

A przecież produkcja nowoczesnych silników lotniczych to nie tylko problem zaspokojenia potrzeb krajowych i eksportowych przemysłu płatowcowego, lecz także i szansa eksportu silników. Odnosi się wrażenie, że dążenie do innowacji w wytwórniach silników lotniczych jest małe. Może zaczyna tam zdobywać popularność myślenie, że kierownictwo naszego przemysłu maszynowego nie da zginąć wytwórni i znajdzie odpowiednie rozwiązanie, np. zakupi licencje. W każdym razie zainteresowanie tych wytwórni nowymi konstrukcjami i nowymi wdrożeniami jest małe, sądząc po wynikach. Oczywiście każdy zasłania się trudnościami obiektywnymi, z których najpoważniejsze to zbyt ograniczone środki na zakup nowych obrabiarek. Jednak wiele trudności dałoby się pokonać, gdyby nie czynnik subiektywny polegający na niezbyt wytrwałym dążeniu do realizacji nowych zadań. Może mechanizmy uruchamiające chęć do działania wymagają wyraźnej korekty? W czasie wkraczania w drugi etap reformy gospodarczej należy się nad tymi problemami zastanowić.

Drugim słabym miejscem naszej produkcji lotniczej jest osprzęt. Gdy zaczęto rozważać możliwość produkcji samolotu Mewa bez osprzętu importowanego, okazało się, że do silników PZL-Franklin brakuje krajowego osprzętu, nie mówiąc o płatowcowym wyposażeniu radionawigacyjnym i całej awionice. Problemem było nawet znalezienie producenta gumowej instalacji odladzającej. Czy istnieje u nas program rozwoju rodzimej awioniki wynikający z głównych potrzeb naszego przemysłu lotniczego? Zapewne tak. Lecz czy są możliwości jego realizacji, tzn. nie tylko zbudowania prototypów, lecz także wdrożenia ich do produkcji? Sądzę, że na to pytanie można usłyszeć tylko tego rodzaju odpowiedź: są trudności ze znalezieniem mocy produkcyjnych, zakłady nie chcą podejmować się nowych zadań, początkowe zamówienia są zbyt małe, aby uzasadniały poniesienie kosztów uruchomienia produkcji. Oznacza to, że działające mechanizmy są zbyt mało skuteczne. Czy ktokolwiek zrobił zestawienie kosztów uruchomienia produkcji z kosztami przewidywanych zysków z tej produkcji? Proces ponoszenia nakładów tak dalece oderwał się od sprawy osiągania zysków z produkcji, że mało kto dziś obejmuje zasięgiem swej wyobraźni pełny cykl rozwojowo-produkcyjny od projektu przez budowę i próby prototypu, uruchomienie produkcji, produkcję, części zamienne i remonty. Cykl ten został rozciągnięty w czasie (na kilkanaście lat), rozczłonkowany i niekoniecznie wiąże się z jedną wytwórnią. Dlatego rachunek ekonomiczny jest prowadzony przede wszystkim dla etapu, który obecnie jest realizowany. Ewentualne straty (jak to miało miejsce w przypadku M-15) są kłopotem ministerstwa, a nie wytwórni.

cd. na s. 2



BELGIA

● W parlamencie skrytykowano śmigłowce Westland Lynx, użytkowane przez Marynarkę w liczbie 24. W ciągu 50÷70% czasu są one bezużyteczne z powodu przeprowadzania prac naprawczych i obsługowych. Zdaniem Westlanda (producent) winę za to ponoszą mechanicy belgijscy, którzy nieprawidłowo obsługują te śmigłowce. (A. et C. 1135)



CHINY

● Chiny utworzyły drugie przedsiębiorstwo lotnicze mające wykonywać loty krajowe i zagraniczne. Rozpoczęło ono działalność w styczniu ub.r. Większość samolotów China United Airlines (nazwa nowego przedsiębiorstwa) będą stanowiły brytyjskie Tridenty oraz radzieckie Iliuszyny i Tupolewy przejęte od chińskich wojsk lotniczych. Personel latający pochodzi z jednostki, która obsługiwała loty dla kierownictwa CHPK i dla państwa. Nowe przedsiębiorstwo lotnicze ma 17 biur i oddziałów terenowych. Rozpoczyna ono eksploatację 11 tras z Pekinu i planuje zwiększenie ich liczby do ponad 20. (International Herald Tribune, Oct. 23, 1986) J.Z.



FRANCJA

● Podjęto decyzję o kupieniu 3 samolotów rozpoznania elektronicznego, wczesnego ostrzegania i dowodzenia Boeing E-3A Sentry AWACS. Instalacje do bazowania tych samolotów (od 1990 r.) przygotowuje się w Avord. (A. et C. 1134)

● Do końca pierwszego kwartału 1987 r. Airbus Industrie zebrał 104 zamówienia od 9 przewoźników, na aerobusy A-330/A-340. (A. et C. 1135)

● Z inicjatywy Aérospatiale, 7 europejskich wytwórni lotniczych rozpoczęło wspólne prace projektowe nad cywilnym statkiem powietrznym o przestawialnych zespołach napędowych — Eurofar. Jest to podjęcie wyzwania rzuconego przez USA — Bell i Boeing Vertol — w postaci podobnego statku powietrznego V-22 Osprey (wojskowy; w fazie konstruowania). Przewiduje się, że Eurofar będzie napędzany dwoma silnikami o mocy po 2200 kW, przestawianymi o 90° (start — jako śmigłowiec; lot poziomy — jako samolot z ciągnącym napędem śmigłowym); masę maks. oblicza się na 13 000 kg przy użytecznej 6800 kg. Pierwszy lot planuje się na 1992 r. (AviMag 935)

● W Aérospatiale są kontynuowane prace nad następcą Concorde na lata 2010÷2015. Będzie to hiperdźwiękowy samolot transportowy (lot na wysokości 25 000÷30 000 m z prędkością Ma=5), który zapewnić ma przewóz 150 pasażerów na odległość 12 000 km w czasie ok. 1,5 h. Przewidywana masa maks. — ok. 300 Mg. (A. et C. 1135)

● Na sprzęt lotniczy używany bojowo w Czadzie składa się 11 samolotów taktycznych SEPECAT Jaguar, 8 myśliwców bombardujących Mirage F1 oraz 12 śmigłowców bojowych Gazelle HOT i transportowych Puma. (A. et C. 1134)

● Związek Transportu Paryskiego konsultuje z ministrem transportu najlepsze rozwiązanie połączenia komunikacyjnego Paryża z portem lotniczym Orly. (A. et C. 1134)



HISZPANIA

● Podczas „szczytu” francusko-hiszpańskiego w Madrycie, postawiono sprawę współpracy obydwu krajów w dziedzinie lotniczo-kosmicznej (samoloty bojowe, śmigłowce, samoloty transportowe, pociski, rakiety, satelity) (A. et C. 1135)

● Rekordowy deficyt firmy CASA — w 1986 r. ok. 45 mln dol. Zamierza się zwiększyć udział w Airbus Industrie (dotychczas 22,6% obrotów firmy) oraz poszukać partnera do wspólnego rozwoju lekkiego samolotu bojowego. (A. et C. 1134)



HOLANDIA

● Nadal zacieśnia się współpraca europejskiego przemysłu lotniczego. Fokker zażądał od władz zezwolenia na udział w programie Airbus Industrie A-330/A-340. (A. et C. 1134)



INDIE

● Do współpracy w rozwoju lekkiego samolotu bojowego LCA (Light Combat Aircraft) zaproszono Francję. (A. et C. 1134)



JAPONIA

● Przedsiębiorstwo All Nippon Airways Co. podpisało umowę na zakup 20 dwusilnikowych samolotów Airbus A-320-200 od

zachodnioeuropejskiego konsorcjum Airbus Industrie. Dostawa rozpocznie się w wrześniu 1990 r. Wartość całej dostawy wynosi 1,04 mld dol. USA. (The Gazette, March, 4, 1987) J.Z.



KANADA

● Na 1989 r. zapowiedziano zorganizowanie I. trzytygodniowego rajdu lotniczego dookoła świata — przez Amerykę Pn., Europę, Afrykę, Azję (Daleki Wschód, Indonezję i Japonię lub Australię). Planuje się najdłuższy etap (3890 km) nad Pacyfikiem; długość pozostałych jest dyskusyjna (1300÷2400 km). Liczbę załóg ograniczono do 40. Mają być dopuszczone jedno- lub dwusilnikowe samoloty z napędem tłokowym, turbośmigłowym lub odrzutowym, o masie maks. nie przekraczającej 15 Mg i prędkości min. 240 km/h. (AviMag 935)



RFN

● 50,8% personelu firmy Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH (MBB) jest zatrudnione w programie Airbus Industrie. Zakłady MBB znajdują się w Bremie, Hamburgu, Einswarden, Lemverder, Varel i Stade. (A. et C. 1135)

● 52 przedsiębiorstwa, zatrudniające 64 433 osoby, są zaangażowane całkowicie lub częściowo w produkcję wyposażenia lotniczo-kosmicznego. (A. et C. 1135)

● W zakładach Porsche w Stuttgarcie rozpoczęto seryjną produkcję sześciocylin-drowych silników lotniczych PFM 3200 o pojemności skokowej 3200 cm³. Jest to modyfikacja silnika samochodowego Carrera 911 tej firmy, prezentowana i proponowana dla lotnictwa wcześniej, w wersji prototypowej. Zapotrzebowanie oblicza się na ok. 200 000 egz. (A. et C. 1135)

● Według opinii Związku Kontrolerów Ruchu Lotniczego (VDF), zaangażowanie wojskowych do kontroli ruchu wojskowych statków powietrznych stanowi zagrożenie dla ruchu cywilnych statków powietrznych. (A. et C. 1135)



ZSRR

● Linie lotnicze British Airways i British Caledonian uzyskały zezwolenie władz radzieckich na przeloty nad terytorium ZSRR, na trasie Londyn—Tokio. Zezwolenie jest ważne od maja 1987 r. (A. et C. 1135)

cd. ze s. 1

zaś ewentualne zyski (jak to ma miejsce z produkcją An-2 po zamortyzowaniu oprzyrządowania produkcyjnego) są korzyścią wytwórni. Podane przykłady są przypadkowe, lecz jest to sytuacja typowa przy produkcji wszystkich wyrobów lotniczych. Powstaje więc pytanie, czy w cyklu produkcyjnym trwającym 20÷25 lat, np. w przypadku takich wyrobów jak An-2, ASz-62, Mi-2, GTD-350, istnieje możliwość wykonania pełnego rachunku ekonomicznego? Jak ten rachunek prowadzić przy zmienności cen? Jakie są możliwości przewidywania z wyprzedzeniem 10-letnim (dwa

plany pięcioletnie)? A przecież w przemyśle lotniczym w okresie jednej pięcioletki buduje się prototyp, w drugiej się go bada i uruchamiania produkcję, a w trzeciej dopiero ma się wpływ z produkcji, zaś największą opłacalność osiąga się w czwartej pięcioletce, w której dużą rolę odgrywają części zamienne i remonty. Na całym świecie stosuje się rachunek opłacalności, więc i my w drugim etapie reformy gospodarczej nie możemy go pomijać.

A jakie będą skutki reformy dla przemysłu lotniczego? Takie, jaka będzie jakość wprowadzanych mechanizmów pobudzających nowoczesną produkcję oraz trafność rachunku ekonomicznego.

Klasa Typ	Moc, kW	Rok oblotu	Zbudowano do 1971	Produkcja, szt.															Zbudowano do 1986 r.	
				1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985		
Jednomiejscowe																				
Krähe HB-3	13	1957	11	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	14	
SF 24 Motorspatz	18	1957	24	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	24	
RF 3	29	1963	95	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	95	
RF 4D	29	1966	160	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	160	
ASK-14	19	1967	18	5	5	5	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	38	
SF 27M	19	1967	10	5	5	5	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	30	
SFS 31 Milan	29	1969	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	10	
Nimbus 2M	36	1974	—	—	—	—	1	2	2	1	1	—	—	—	—	—	—	—	7	
Am Eaglet	9	1975	—	—	—	—	—	1	6	6	4	4	—	—	—	—	—	—	20	
PIK 20E	32	1976	—	—	—	—	—	—	1	—	10	20	20	18	20	20	18	—	126	
Monerai P	15	1978	—	—	—	—	—	—	—	—	1	2	3	3	3	3	3	2	20	
DG 400	32	1981	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	23	44	42	45	155	
Ventus T	13	1982	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	2	5	8	16	
Nimbus 3T	13	1983	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	2	3	6	
Dwumiejscowe				328	13	10	10	11	3	9	7	16	26	23	22	47	70	70	58	571
SF 25A Falke	18	1963	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	50	
SF 25B Falke	33	1967	190	115	20	—	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	330	
RF 5	50	1968	80	26	14	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	125	
RF 5B Sperber	50	1971	—	—	30	25	15	5	5	3	2	—	—	—	—	—	—	—	85	
SF 25C	48	1971	—	10	40	85	25	40	40	40	35	30	17	11	12	20	35	16	456	
SF 28 Tandem	48	1971	—	1	29	30	24	—	—	6	13	9	5	—	1	1	1	—	120	
ASK 16	54	1971	—	1	3	9	10	7	3	5	7	—	—	—	—	—	—	—	45	
T61 Falke B	35	1971	—	24	11	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	35	
Avo 68 Samburo	50	1971	—	1	—	—	3	4	4	4	4	—	—	—	—	—	—	—	20	
SZD 45 Ogar	50	1973	—	—	—	1	3	12	16	15	12	—	—	—	—	—	—	—	59	
SF 25E	48	1974	—	—	—	—	3	25	10	5	1	6	6	2	2	—	1	—	63	
HB 21	40	1974	—	—	—	—	1	1	1	1	8	3	5	5	5	—	—	—	30	
IS 28 M2 Lark	50	1976	—	—	—	—	—	—	1	7	1	2	10	19	10	10	10	—	70	
T61F Venture	33	1977	—	—	—	—	—	—	—	4	5	10	14	7	—	—	—	—	40	
RF9	50	1977	—	—	—	—	—	—	—	1	—	—	10	—	—	—	—	—	11	
Janus CM	45	1978	—	—	—	—	—	—	—	—	1	—	3	3	3	3	5	6	24	
L13SW Vivat	48	1978	—	—	—	—	—	—	—	—	1	—	—	—	—	1	3	20	25	
Tajfun 17E	59	1981	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	1	10	28	20	60	
H36 Dimona	59	1980	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	10	19	30	30	60	150	
SF 36	59	1980	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	2	2	—	1	—	6	
Grob C109	56	1980	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	1	73	85	—	—	160	
Grob C109B	67	1983	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	40	110	72	222	
SGS 2-37	83	1982	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	—	—	8	9	
HB 23	75	1982	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	2	6	21	30	
RF 10	59	1981	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	1	1	10	—	13	
				320	178	147	155	89	94	90	91	90	60	73	62	131	203	240	223	2238

Produkcja motoszybowców na świecie



Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury

Dr inż. JAN BŁASZCZYK
Instytut Techniki Lotniczej WAT

W [10] przedstawiono bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania częstości i postaci drgań własnych, przy wykorzystaniu dwustopniowej syntezy struktury [8] i techniki elementów skończonych [3, 4, 5].

Do analizy właściwości dynamicznych przyjęto samolot o symetrycznej budowie, tj. mający płaszczyznę symetrii masowej i sprężystej. W związku z tym symetryczne drgania względem tej płaszczyzny nie sprzęgają się z bocznymi i oba rodzaje drgań można badać oddzielnie.

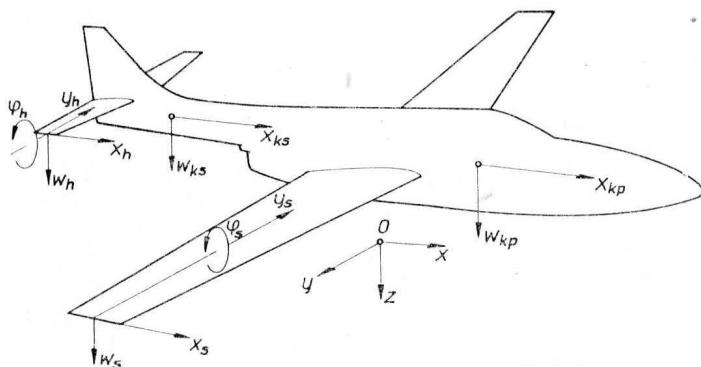
W [10] zaproponowano sposób numerycznej analizy symetrycznych, podłużnych drgań samolotu przyjmując, że skrzydła, usterzenie wysokości oraz środkowa i nosowa część kadłuba są zespołami odkształcalnymi, o ciągłych i skokowych zmianach mas i sztywności. Części kadłuba w obszarach mocowania skrzydeł (na odcinku od przedniego do tylnego dźwigara) i usterzeń przyjęto za sztywne bryły, do których są mocowane odkształcalne zespoły.

Wprowadzono podział odkształcalnych zespołów na skończone elementy o krawędziach prostopadłych do osi tych zespołów. Podano równania równowagi dynamicznej elementów, a następnie równania superelementów obejmujących całe odkształcalne zespoły.

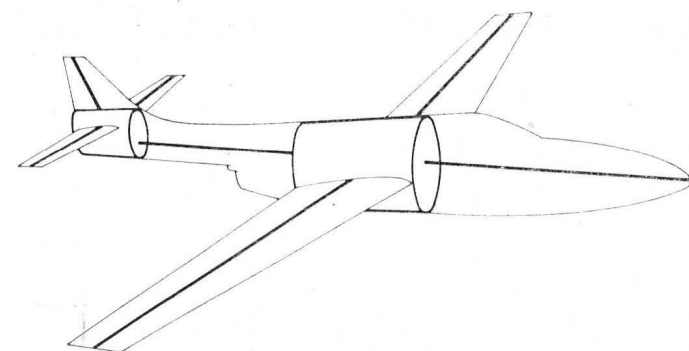
Równania sztywnych brył kadłuba są dynamicznymi warunkami sprzęgającymi równania odkształcalnych zespołów.

Po uwzględnieniu warunków zgodności przemieszczeń i kątów obrotu sztywnych i odkształcalnych części samolotu oraz warunków brzegowych na swobodnych i zamocowanych brzegach, otrzymano końcowy układ zależności, umożliwiający określenie charakterystyk dynamicznych konstrukcji.

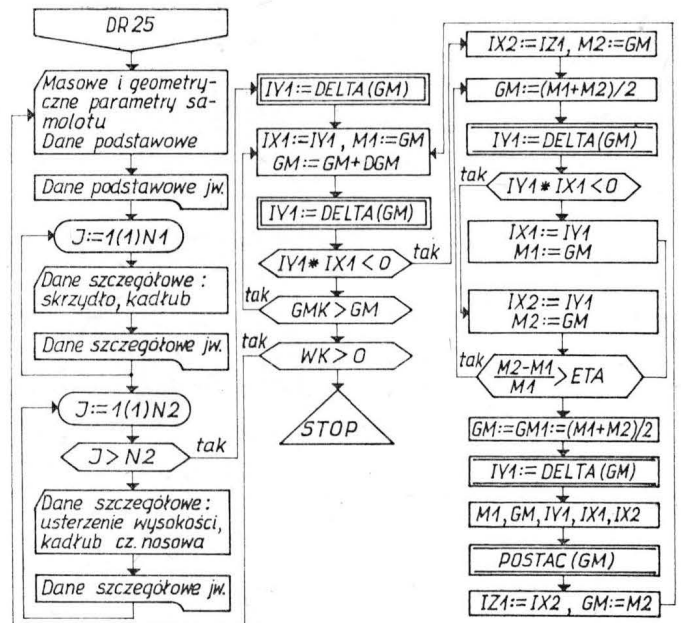
W artykule przedstawiono wyniki analizy numerycznej częstości i postaci symetrycznych drgań odkształcalnego sa-



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych



Rys. 2. Bryłowo-belkowy model samolotu



Rys. 3. Strukturalny schemat programu DR25 do obliczeń drgań

molotu, wykonanej wg metody zaproponowanej w [10]. Obliczenia przeprowadzono dla konstrukcji hipotetycznej i rzeczywistej. Wyniki obliczeń wskazują na szybką zbieżność metody. W przypadku samolotu realnego stwierdzono dużą zgodność wyników obliczeń teoretycznych i badań rezonansowych [11].

Sformułowanie problemu

Rozpatrzmy drgania własne samolotu z uwzględnieniem odkształcalności konstrukcji przy założeniu, że istnieje podłużna pionowa płaszczyzna symetrii Oxz (rys. 1). Części kadłuba w obszarze mocowania skrzydeł i usterzeń przyjmuje się za bryły sztywne.

W przypadku symetrycznych drgań przyjęto, że usterzenie pionowe wraz z tylną częścią kadłuba są jedną nieodkształcalną bryłą. Pozostałe części kadłuba, a więc środkowa (łącząca bryły sztywne) i przednia (nosowa), są odkształcalne i podlegają drganiom giętnym w płaszczyźnie symetrii samolotu Oxz (rys. 1):

$$w_{ks} = w_{ks}(x_{ks}, t), \quad w_{kp} = w_{kp}(x_{kp}, t) \quad (1)$$

Skrzydła mocowane do przedniej sztywnej bryły kadłuba (rys. 2) wykonują drgania skrętne i poprzeczne drgania giętne:

$$\varphi_s = \varphi_s(y_s, t), \quad w_s = w_s(y_s, t) \quad (2)$$

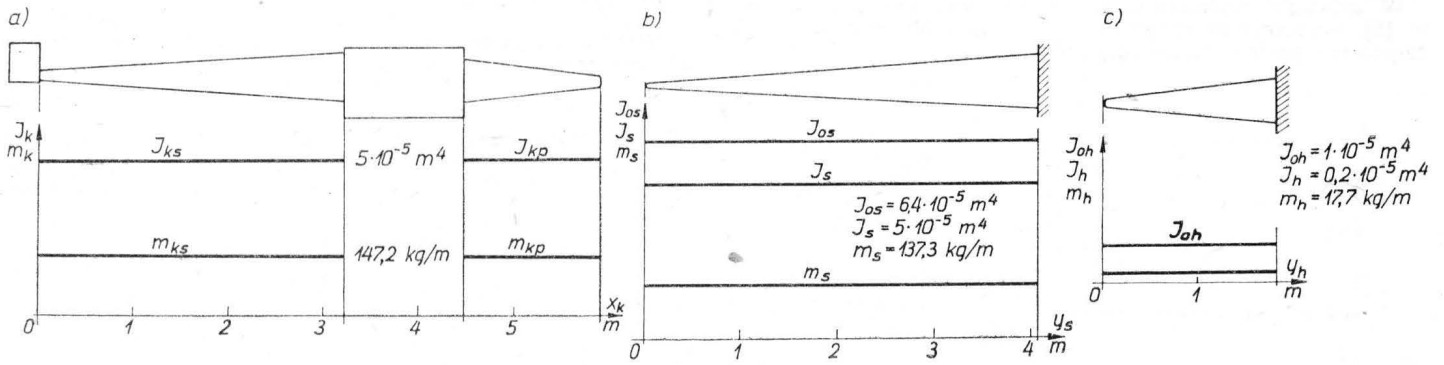
Podobnie drga usterzenie wysokości mocowane do tylnej bryły kadłuba:

$$\varphi_h = \varphi_h(y_h, t), \quad w_h = w_h(y_h, t) \quad (3)$$

Ponadto założono, że skrzydła i usterzenie wysokości są nieskończenie sztywne w swoich płaszczyznach.

W płaszczyźnie symetrii Oxz (rys. 1) rozpatrzono również ruch płaski sztywnych brył samolotu przyjmując, że oddziaływania zespołów odkształcalnych na te bryły są uwzględniane za pomocą odpowiednich sił i momentów przy wykorzystaniu zasady d'Alemberta. Do opisu ruchu wprowadzono funkcje:

Rys. 4. Masowe i geometryczne charakterystyki odkształcalnych zespołów samolotu hipotetycznego: a) części kadłuba, b) skrzydła, c) usterzenia wysokości



$$\begin{aligned} z_p &= z_p(t), & \theta_p &= \theta_p(t), \\ z_{tv} &= z_{tv}(t), & \theta_{tv} &= \theta_{tv}(t) \end{aligned} \quad (4)$$

gdzie:

z_p, z_{tv} — przemieszczenia środków mas przedniej i tylnej bryły kadłuba w kierunku osi z ,
 θ_p, θ_{tv} — kąty obrotu tych części dookoła ich środków mas.

TABLICA

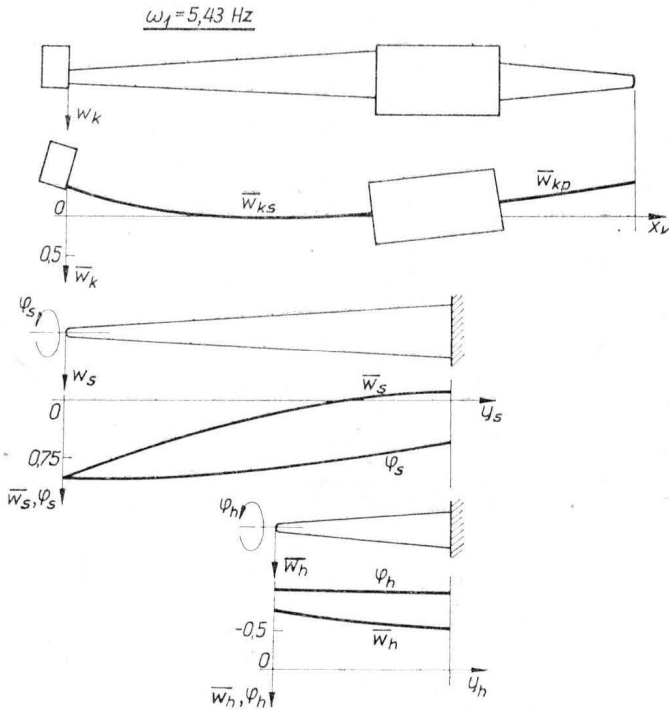
Samolot rzeczywisty				
k	częstości ω_k , Hz		δ_{ω} , %	zespół samolotu postać drgań
	z obliczeń	z pomiarów, wg [11]		
1	7,27	7,2	0,97	Sk — Ig
2	10,20	11,1	8,11	Kd _s — Ig
3	16,24	16,8	3,34	Ust, H — Ig
4	19,05	—	—	Kd _n — Ig
5	21,89	21,0	4,24	Sk — Is
6	28,35	—	—	Sk — IIg
7	32,15	30,8	4,38	Ust, H — Is

Oznaczenia: Kd_n — kadłub, część nosowa, Kd_s — kadłub, część środkowa, Sk — skrzydło, Ust, H — usterzenie wysokości, g — zginanie, s — skręcanie, I, II — pierwsza i druga częstość (np. Sk — Ig oznacza pierwszą częstość giętnych drgań skrzydła)

tu sztywnych i odkształcalnych części samolotu w przekrojach połączeń oraz warunki brzegowe na swobodnych i zamocowanych brzegach skrzydła i usterzenia wysokości.

W konsekwencji otrzymuje się końcowy układ równań, umożliwiający przeprowadzenie analizy częstości i symetrycznych postaci własnych odkształcalnego samolotu.

W [10] wyprowadzono również równanie częstości pro-

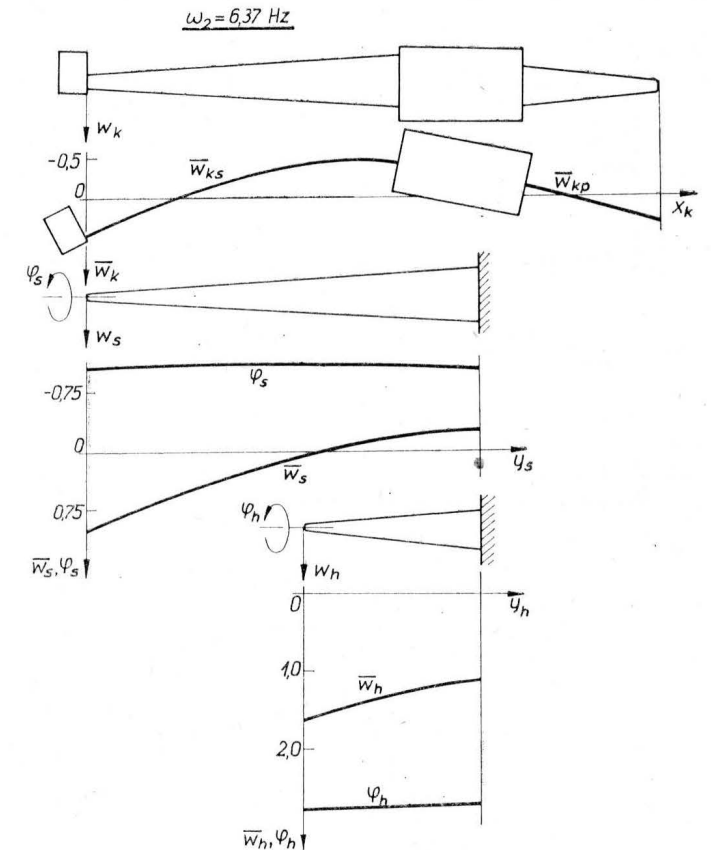


Rys. 5. Pierwsza postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada pierwszej częstości giętnych drgań skrzydła

W celu wyznaczenia równań równowagi dynamicznej odkształcalnych zespołów, w [7÷10] zastosowano ich podział na elementy skończone o krawędziach prostopadłych do ich osi sztywności. Wyprowadzono równania równowagi elementu wykonującego sprzężone drgania giętno-skrętne (segmenty skrzydła, usterzenia) opisane ruchami (2) i (3). Sprzężenie to jest spowodowane przesunięciem osi środków mas względem osi środków sztywności. W przypadku odkształcalnych części kadłuba, przy uwzględnieniu ruchów (1) wyznaczono równania elementu. We wszystkich przypadkach założono, że elementy wykonują ruch harmoniczny, tj. przyjęto zależność przemieszczeń (1)÷(3) od czasu za pomocą funkcji wykładniczej $\exp(i\omega t)$. Następnie równania elementów sprowadzono do postaci bezwymiarowej i przekształcono tak, aby uzyskać równania superelementów obejmujących skrzydło, połowę usterzenia wysokości i odkształcalne części kadłuba.

Podano również równania ruchu sztywnych brył kadłuba przy uwzględnieniu przemieszczeń (4). Równania te są dynamicznymi warunkami sprzęgającymi równania odkształcalnych zespołów.

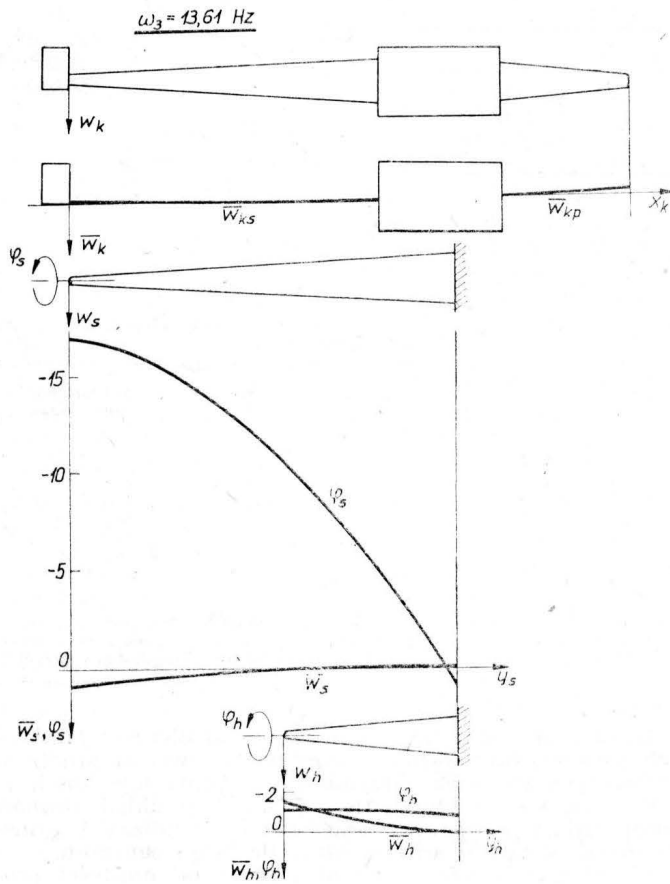
Następnie dodano do nich kinematyczne warunki sprzęgające, czyli warunki zgodności przemieszczeń i kątów obro-



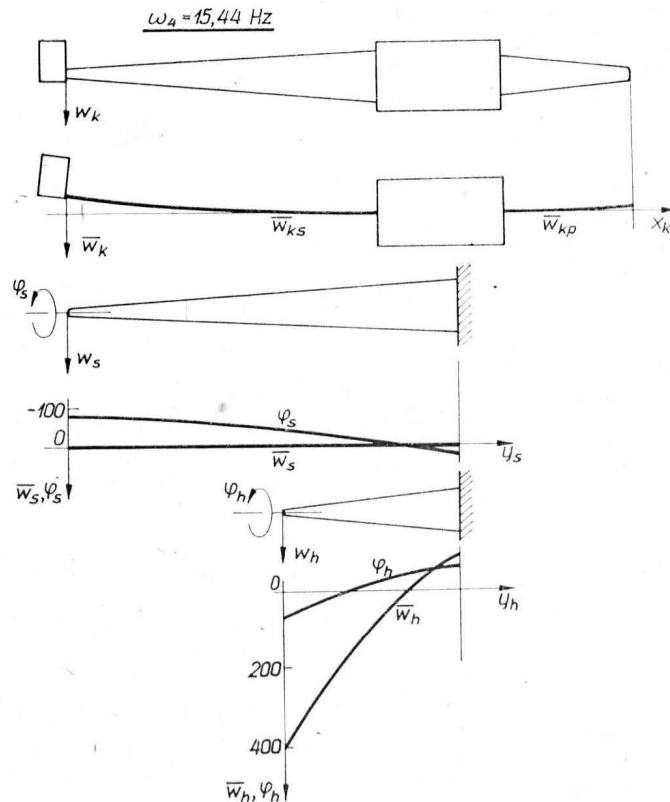
Rys. 6. Druga postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada pierwszej częstości giętnych drgań środkowej części kadłuba

blemu oraz podano sposób określenia postaci drgań własnych.

W artykule wykorzystano sposób postępowania podany w [8], opracowano program i wykonano obliczenia widma częstotliwości i postaci drgań samolotu.



Rys. 7. Trzecia postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada pierwszej częstotliwości skrętnych drgań skrzydła



Rys. 8. Czwarta postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada pierwszej częstotliwości giętnych drgań usterzenia wysokości

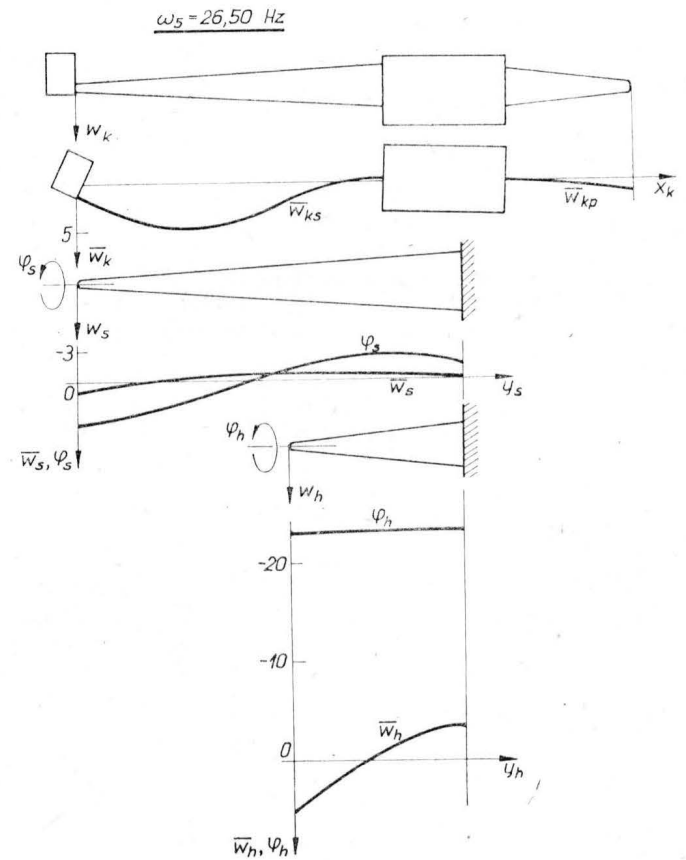
Realizacja numeryczna

Struktura programu

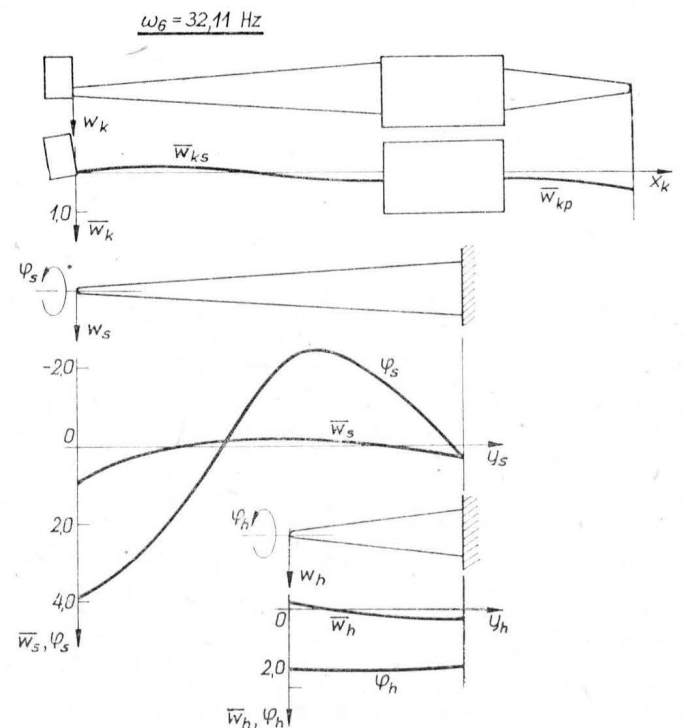
W [10] otrzymano globalny, jednorodny układ równań algebraicznych w postaci:

$$Cp = 0 \quad (5)$$

którego rozwiązanie daje poszukiwane częstotliwości oraz postaci symetrycznych drgań rozpatrywanego układu. Macierz C jest macierzą charakterystyczną struktury, a p jest



Rys. 9. Piąta postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada drugiej częstotliwości giętnych drgań środkowej części kadłuba



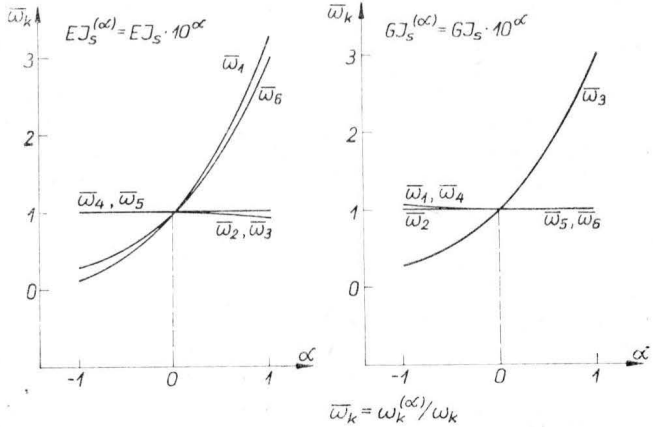
Rys. 10. Szósta postać widma drgań samolotu hipotetycznego. Odpowiada drugiej częstotliwości giętnych drgań skrzydła

wektorem odpowiednio dobranych uogólnionych przemieszczeń i sił odkształcalnych zespołów samolotu — (39) w [10].

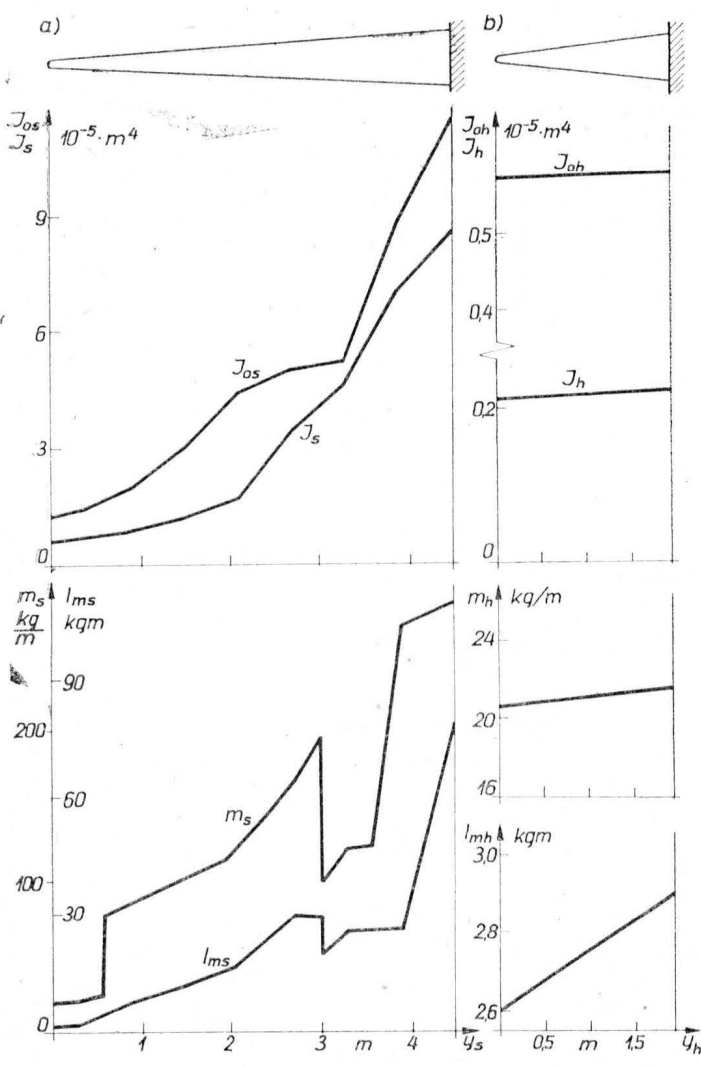
Poszukiwane równanie częstości problemu otrzymujemy z zerowania wyznacznika charakterystycznego układu (5):

$$\Delta = \det C = 0 \quad (6)$$

Na podstawie rozważań teoretycznych przedstawionych w [10], opracowano program o nazwie DR25 do obliczeń drgań samolotu (w języku ALGOL, na maszynie cyfrową ODR-1305). W programie oblicza się pierwiastki równania częstości stosując metodę bisekcji [12], przy zastosowaniu eliminacji Gaussa i wykorzystaniu efektu pasowości macierzy charakterystycznej C . Następnie wyznacza się postacie drgań.

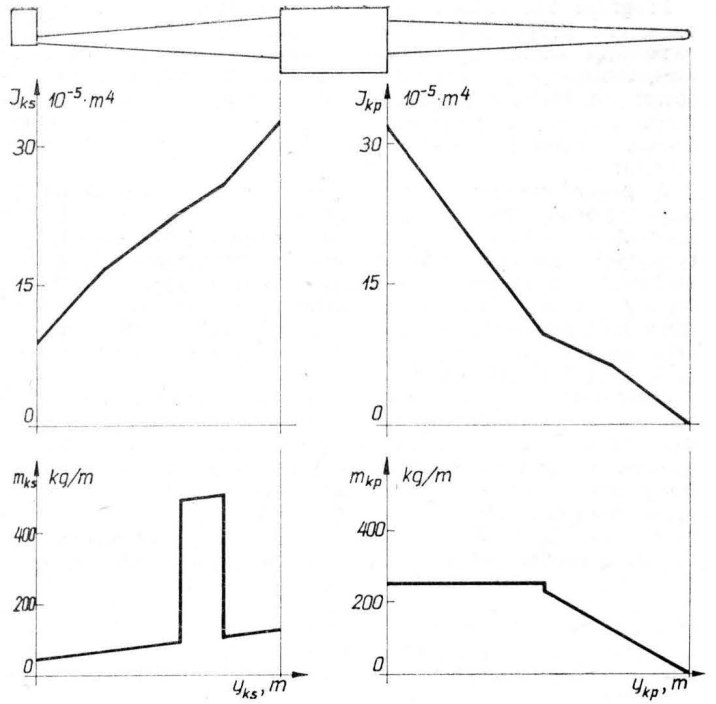


Rys. 11. Badanie wpływu zmian sztywności zginania i skręcania skrzydła na częstości drgań samolotu hipotetycznego

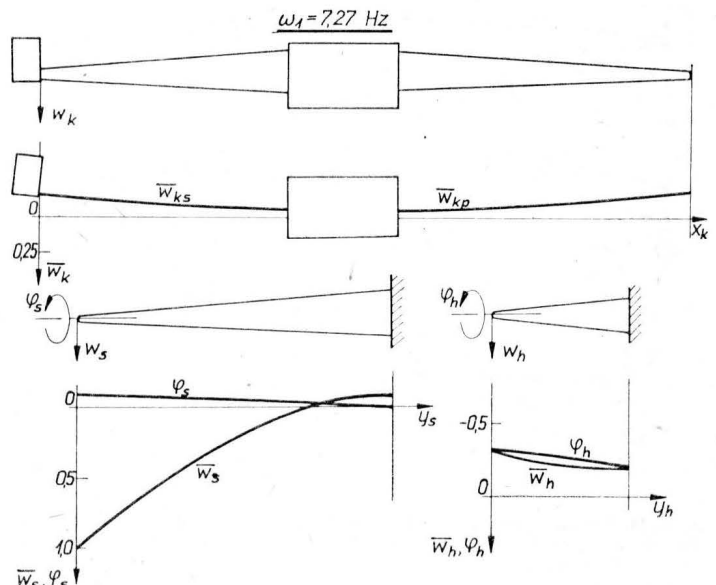


Rys. 12. Rozkłady parametrów geometrycznych i masowych dla skrzydła i usterzenia samolotu rzeczywistego

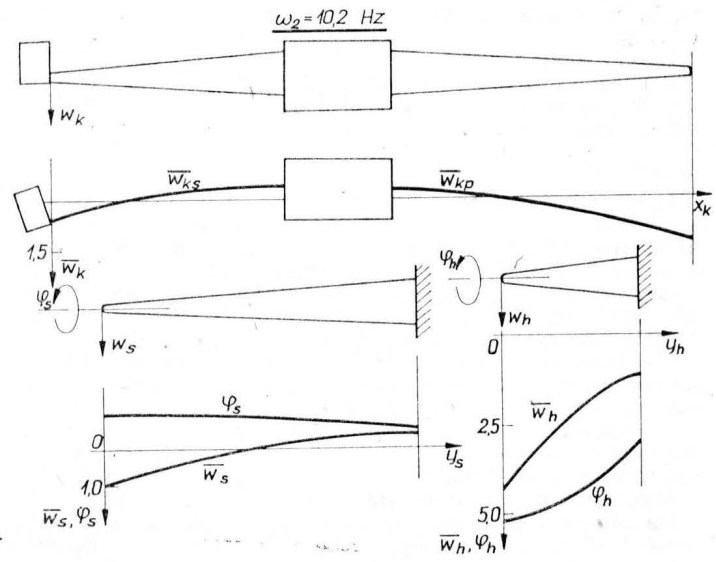
Rys. 15. Druga postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości giętnych drgań środkowej części kadłuba. →



Rys. 13. Rozkłady mas i momentów geometrycznych dla środkowej i nosowej części kadłuba samolotu rzeczywistego



Rys. 14. Pierwsza postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości giętnych drgań skrzydła



Program ten składa się z wielu procedur realizujących określone grupy zadań (np. tworzenie macierzy struktury, określanie znaku wyznacznika, rozwiązywanie układu równań, realizacja postaci itd.) (rys. 3). Typy (oznaczenia) stosowanych bloków (czytanie danych, wprowadzenie zmian, wywołanie procedury i in.) zaczerpnięto z [4]. Obliczenia wykonuje się wykorzystując dyskowy kompilator ALGOL-u.

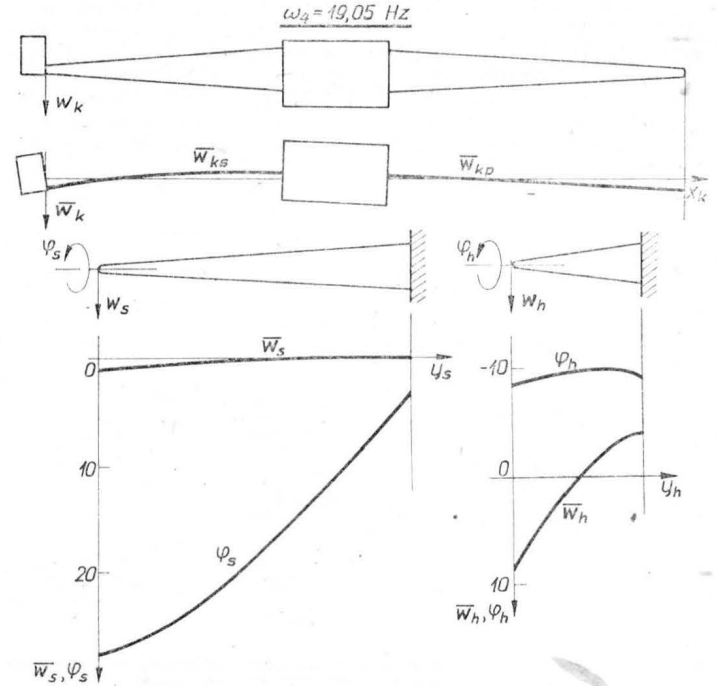
W programie (po wczytaniu danych wejściowych) następuje wydruk informujący o nazwie programu, a następnie kontrolny wydruk podstawowych danych wejściowych dotyczących samolotu jako całości i szczegółowych dla odkształcalnych zespołów, w zależności od przyjętego podziału na $n = (n_1, n_2)$ elementów. Następnie na podstawie procedury DELTA (GM) oblicza się wartość pierwiastka. W tym celu bada się znak wyznacznika układu równań za pomocą procedury DETMP (A, P, Q, N).

Jeżeli nastąpi zmiana znaku, wówczas poszukuje się miejsca zerowego (z dokładnością η) stosując metodę bisekcji zawartą w programie głównym. Po wyznaczeniu miejsca zerowego następuje rozwiązanie globalnego układu równań (przy wykorzystaniu efektu pasmowości macierzy C dla argumentu GM wg procedury GAUSS (A, N, M). W wyniku otrzymuje się uogólnione przemieszczenia i siły na krawędziach skrzydła, usterzenia i kadłuba, czyli wektor \mathbf{p} (5).

Wartości pierwiastka są drukowane, następnie jest obliczana odpowiadająca im częstość własna w Hz i wartości wyznacznika w punktach sąsiednich. Następnie jest wyznaczana postać drgań (dla odpowiedniej częstości) na podstawie procedury POSTAĆ (GM).

Po wydruku postaci drgań następuje poszukiwanie kolejnego pierwiastka.

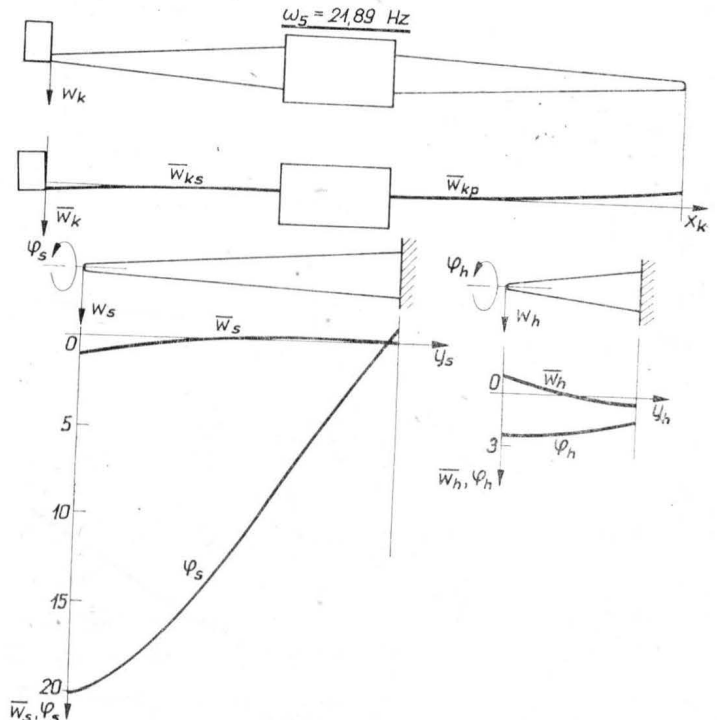
usterzenia wysokości i nosową część kadłuba na n_2 elementów. Ze względu na różne długości odkształcalnych zespołów (np. skrzydło i usterzenie) przyjęto zasadę, że zachodzi relacja $n_1 = 2n_2$. Wraz ze zwiększeniem liczby podziałów $n = (n_1, n_2)$ rośnie dokładność uzyskiwanych wyników



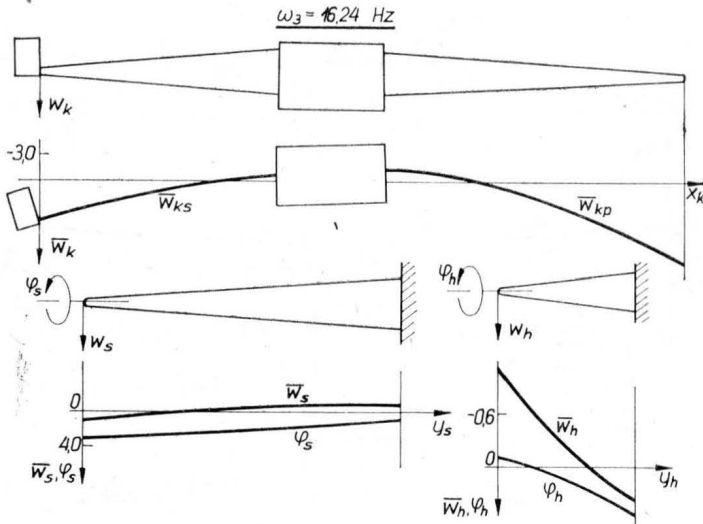
Rys. 17. Czwarta postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości giętych drgań nosowej części kadłuba

obliczeń. W poprzednich pracach (np. w [9]) przyjęto podział na $n_1 = 20$ i $n_2 = 10$ segmentów jako odniesieniowy, tzn. dający dokładne wyniki. Stwierdzono to przy badaniu zbieżności przyjętej metody. Np. dla samolotu rzeczywistego wyniki uzyskiwane przy podziale na $n_1 = 10$ i $n_2 = 5$ elementów różnią się od dokładnych ($n_1 = 20, n_2 = 10$) (różnica rzędu 1% — błąd względny). W przypadku samolotu hipotetycznego o stałych rozkładach mas i sztywności, błędy tego rzędu uzyskuje się przy mniejszej liczbie podziałów.

Ze względu na to, w niniejszym artykule do analizy numerycznej samolotów przyjęto podziały $n_1 = 20$ i $n_2 = 10$. W przypadku samolotu hipotetycznego, stosowano równomierne podział odkształcalnych zespołów na elementy o jednakowych długościach, a dla rzeczywistego samolotu odkształ-



Rys. 18. Piąta postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości skrętnych drgań skrzydła



Rys. 16. Trzecia postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości giętych drgań usterzenia wysokości

Przerwanie omówionego cyklu następuje wówczas, gdy przedstawiona do obliczeń wartość argumentu GM przekroczy przyjętą wartość końcową (GMK). Wówczas ma miejsce zakończenie obliczeń lub wczytanie nowego wariantu danych, w zależności od wartości zmiennej sterującej WK (rys. 3).

Należy dodać, że wymienione nazwy procedur DETMP i GAUSS są zawarte w podstawowej procedurze programu DELTA, dlatego brak ich na schemacie strukturalnym programu DR25 (rys. 3).

Wyniki obliczeń

Przy wykorzystaniu programu DR25 przeprowadzono wiele obliczeń w celu sprawdzenia poprawności i zbieżności algorytmu. Obliczenia wykonano na przykładzie hipotetycznego samolotu, dla którego przyjęto stałe rozkłady masy i sztywności wzdłuż długości odkształcalnych części kadłuba oraz skrzydła i usterzenia (rys. 4). Analizie poddano sześć pierwszych częstości widma.

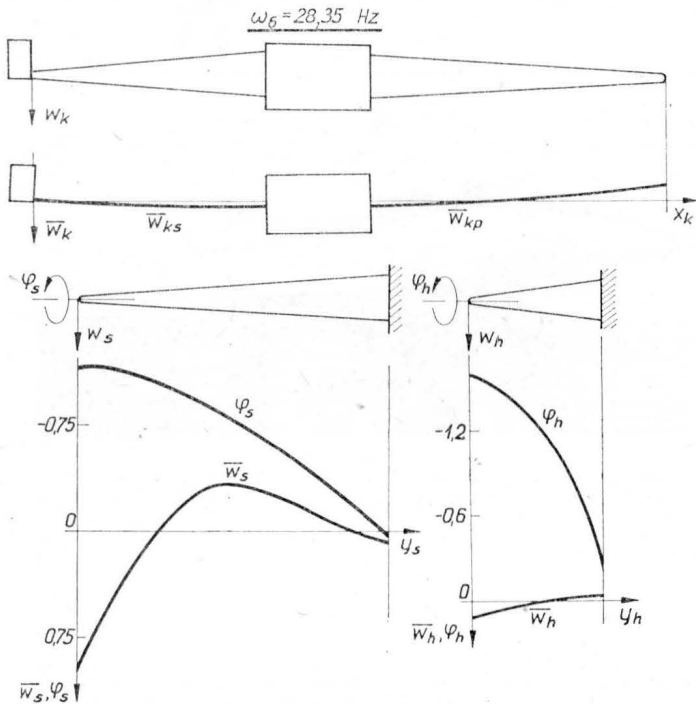
Zbadano również częstości i postacie drgań odrzutowego samolotu szkolno-treningowego, którego charakterystyki masowe i sprężyste przedstawiono na rys. 12 — dla skrzydła i usterzenia wysokości oraz na rys. 13 — dla środkowej i nosowej części kadłuba. Analizie poddano siedem pierwszych częstości widma. Wyniki uzyskane numerycznie porównano z wynikami doświadczalnymi badań rezonansowych [11].

Do obliczeń dzielono skrzydła i środkową odkształcalną część kadłuba na tę samą liczbę n_1 elementów, a połowę

całe zespoły dzielono na elementy o różnych długościach, w zależności od zmian rozkładów masy i sztywności (rys. 12 i 13).

Przykładowe wyniki obliczeń dla hipotetycznego samolotu przedstawiono na rys. 5÷10, na których pokazano wyniki obliczeń częstości $\omega_1 \div \omega_6$ i odpowiadających im postaci drgań. Wykresy pokazują przebiegi linii ugięcia odkształcalnych części kadłuba $\bar{w}_{ks}, \bar{w}_{kp}$, ugięcia i skręcenia skrzydła \bar{w}_s, φ_s oraz połowki usterzenia wysokości \bar{w}_h, φ_h . Wszystkie wykresy są wykonane przy założeniu, że ugięcie swobodnego końca skrzydła $\bar{w}_{s0} = 1$.

W celu ustalenia, które przemieszczenie ma dominujący charakter dla kolejnych części ω_k , przeprowadzono obliczenia, zmieniając jedną ze sztywności odkształcalnych zespołów i badając, która częstość zmienia się najbardziej. Przykładowe wyniki tylko dla dwóch częstości (obliczenia wykonano również dla pozostałych częstości widma) przedstawiono na rys. 11. Wykresy pokazują zmiany częstości $\omega_1 \div \omega_6$ w zależności od sztywności skrzydła na zginanie EJ_s i skręcanie GJ_{Os} , przy czym $\omega_k(\alpha)$ oznacza częstość obliczoną po wprowadzeniu sztywności ze wskaźnikiem α zamiast wartości wyjściowej. Wszystkie sztywności zwiększano i zmniejszano dziesięciokrotnie w stosunku do wartości nominalnych ($\alpha = \pm 1$), tzn. wartości z rys. 4.



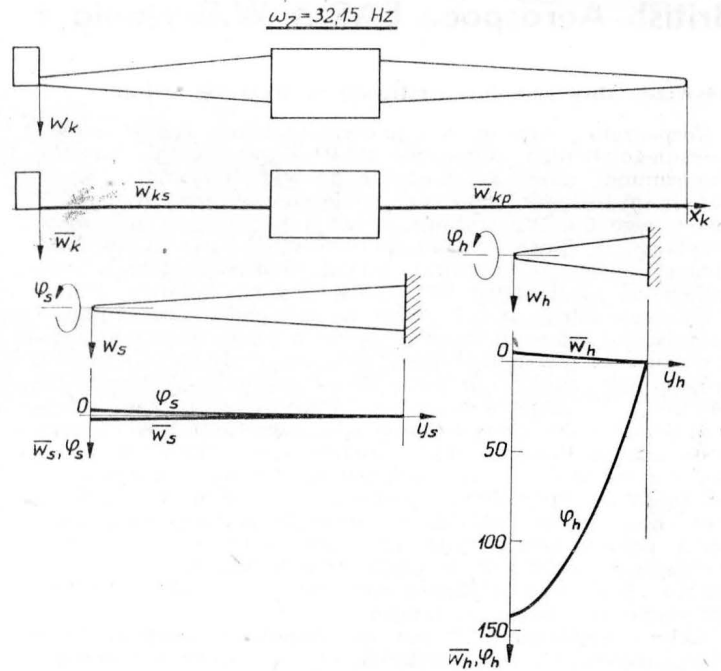
Rys. 19. Szósta postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada drugiej częstości giętych drgań skrzydła

Samolot jest takim rozgałęzionym, przestrzennym układem mechanicznym, w którym drgania odkształcalnych zespołów silnie sprzęgają się. Można jedynie w sposób przybliżony stwierdzić, że określona częstość widma odpowiada danemu zespołowi płatowca. Dlatego na podstawie obliczeń można stwierdzić, że dla ω_1 dominujące znaczenie ma zginanie skrzydła, dla ω_2 — zginanie kadłuba, dla ω_3 — skręcanie skrzydła, dla ω_4 — zginanie usterzenia wysokości, dla ω_5 — zginanie kadłuba (II postać), dla ω_6 — zginanie skrzydła (II postać).

Wyniki obliczeń częstości $\omega_1 \div \omega_7$ i odpowiadających im postaci dla samolotu szkolno-treningowego z napędem odrzutowym przedstawiono na rys. 14÷20. Wszystkie wykresy postaci drgań są wykonane przy założeniu, że ugięcie swobodnego końca skrzydła wynosi $\bar{w}_{s0} = 1$. Na rys. 21 przedstawiono wyniki obliczeń częstości przy zmianie sztywności zginania i skręcania skrzydła (EJ_s i GJ_{Os}). W tym przypadku do programu wprowadzono wartości sztywności ze wskaźnikiem α zamiast nominalnych wielkości, przy czym przyjmowano $\alpha = \pm 1$, tj. dziesięciokrotnie zwiększano i zmniejszano sztywność w każdym przekroju skrzydła (rys. 12a). Podobnie badania, mające na celu przyporządkowanie częstości widma, przeprowadzono dla pozostałych odkształcalnych zespołów samolotu.

W wyniku obliczeń można stwierdzić, że dla ω_1 dominujące znaczenie ma zginanie skrzydła, dla ω_2 — zginanie części środkowej kadłuba, dla ω_3 — zginanie usterzenia wysokości, dla ω_4 — zginanie części nosowej kadłuba, dla ω_5 — skręcanie skrzydła, dla ω_6 — zginanie skrzydła (II postać), dla ω_7 skręcanie usterzenia wysokości (rys. 14÷20).

Dla samolotu szkolno-treningowego z napędem odrzutowym przeprowadzono również porównanie częstości uzyskanych numerycznie z wynikami badań eksperymental-



Rys. 20. Siódma postać widma drgań samolotu rzeczywistego. Odpowiada pierwszej częstości skrętych drgań usterzenia wysokości

nych [11]. Wyniki porównania zamieszczono w tabl. Stwierdzono, że błąd względny:

$$\delta\omega = \frac{|\omega_k \text{ obl} - \omega_k \text{ pom}|}{\omega_k \text{ pom}} \cdot 100\% \quad (7)$$

wynosi od 0,97% do 8,11%. Świadczy to o dużej zgodności wyników badań numerycznych z pomiarami eksperymentalnymi.

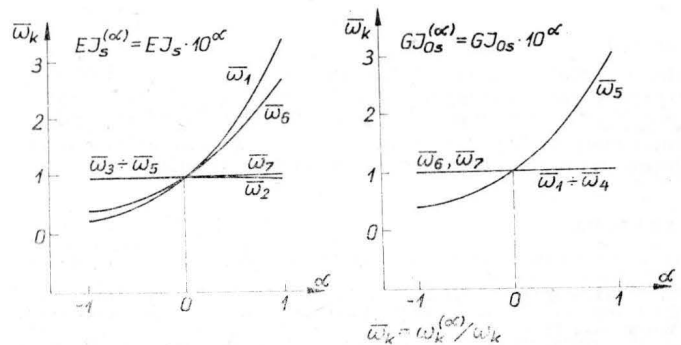
Uwagi końcowe

Przeprowadzono analizę numeryczną dla samolotu hipotetycznego o stałych parametrach masowych i sztywnościowych (rys. 4) wzdłuż poszczególnych zespołów konstrukcyjnych, a także przy wykorzystaniu danych szkolno-treningowego samolotu z napędem odrzutowym (rys. 12 i 13).

Na podstawie przedstawionej analizy symetrycznych drgań samolotów można stwierdzić poprawność i efektywność przyjętej metody. Zaproponowana metoda, oparta na jednowymiarowej dyskretyzacji zespołów odkształcalnych elementami skończonymi, przy wykorzystaniu wielostopniowej syntezy struktury, jest przydatna do praktycznych obliczeń na maszynie cyfrowej. Może być stosowana do obliczania charakterystyk dynamicznych przestrzennych, rozgałęzionych struktur.

Wyniki obliczeń wskazują na szybką zbieżność metody. Stwierdzono, że aby określić kilkanaście częstości, do obliczeń klasycznych konstrukcji (z zamocowanymi na sztywno ruchomymi powierzchniami sterowymi), wystarcza zwykle użycie ok. 60 stopni swobody.

Zaproponowana metoda oraz przyjęty bryłowo-belkowy



Rys. 21. Badanie wpływu sztywności zginania i skręcania skrzydła na częstości drgań samolotu rzeczywistego

cd. na s. 10

British Aerospace EAP • W. Brytania •

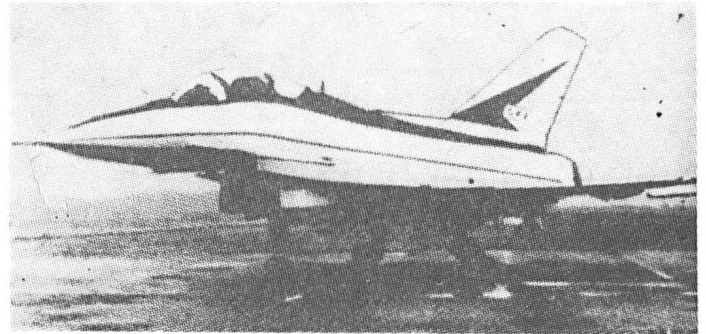
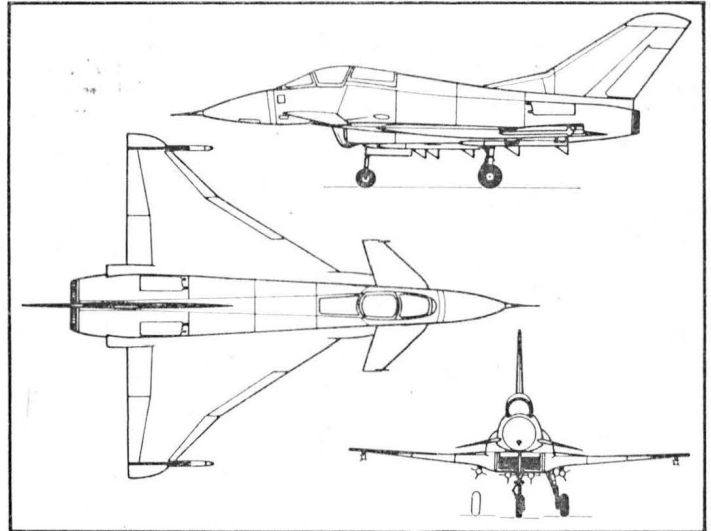
Doświadczalny samolot myśliwski w układzie delta

Rozpoczęto próby w locie doświadczalnego samolotu myśliwskiego British Aerospace EAP (Experimental Aircraft Programme), który ma posłużyć do wypróbowania nowych rozwiązań technicznych dla przyszłościowego myśliwca przeznaczanego dla W. Brytanii, Włoch i RFN (do tych krajów przyłączy się prawdopodobnie również Hiszpania). W konstrukcji samolotu EAP brały udział, obok BAe, firmy Aeritalia (Włochy) i MBB (RFN). Jest to dwusilnikowy, jednomiejscowy dolnopłat w układzie delta z pomocniczym przednim skrzydełkiem, pojedynczym usterzeniem kierunku i aktywnym sterowaniem. Napęd stanowią dwuprzepływowe, trójwałowe silniki samolotu Tornado Turbo-Union RB199 Mk 104 D o ciągu z dopalaniem 7400 daN (do napędu samolotu docelowego opracowywany jest przez Rolls-Royce'a przy współudziale FIATA i MTU zupełnie nowy silnik). Wlot powietrza znajduje się pod kadłubem, zbiorniki paliwowe — w kadłubie. Trójkołowe podwozie z pojedynczymi kołami jest chowane do kadłuba. Konstrukcja kadłuba jest metalowa, półskorupowa, tylko na niektóre elementy pokrycia zastosowano tworzywa zbrojone. Płat wykonany jest z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym; usterzenie kierunku pochodzi z samolotu Tornado.

Celem programu EAP jest sprawdzenie nowych materiałów i metod ich wykorzystania, nowych koncepcji aerodynamicznych, nowoczesnego wyposażenia kabiny, cyfrowych metod sterowania silnikami i całym samolotem oraz komputerowej awioniki.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,17 m
Długość	17,53 m
Wysokość	5,52 m
Powierzchnia nośna	52,00 m ²
Masa własna	10 000 kg
Masa startowa	
normalna	14 150 kg
maksymalna	19 500 kg



Maksymalna liczba Ma na wysokości 8000 m 2,0
Prędkość maksymalna przy ziemi 1480 km/h

W.K.

„Rozwiązanie” sprawy Dorval-Mirabel

Nowe lotnisko montrealskie Mirabel, otwarte w 1976 r., zostało wyznaczone do obsługi lotów transkontynentalnych i transatlantycznych. Dorval pozostał bazą dla lotów krajowych i lotów do USA. Stary port w Dorval przynosił zyski, a Mirabel — straty.

Prawie natychmiast po otwarciu Mirabel, rozpoczęła się dyskusja o do podziału zadań między tymi lotniskami, a także co do celowości utrzymywania obu. Skrajne głosy domagały się zamknięcia jednego z lotnisk: niektóre Mirabel a inne — Dorvalu.

Powołano specjalną komisję rządową dla zaproponowania rozwiązań. W wyniku tych działań przyjęto następujące „rozwiązanie”. Oba porty zostaną połączone organizacyjnie w jednostkę pod nazwą Montrealski Port Międzynarodowy. Zostanie utworzony komitet doradczy (z udziałem

przedstawicieli prywatnego biznesu), który ma współpracować z rządem w eksploatacji nowej jednostki. Dorval będzie występował pod nazwą Dworzec Zachodni, a Mirabel — Dworzec Północny. Podział zadań między obu odległymi od siebie o dziesiątki kilometrów portami pozostanie bez zmian.

Tak więc nie ma żadnej nowej koncepcji. Opisane zabiegi mają charakter zupełnie normalny i terminologiczny, stąd cudzysłów w wyrazie „rozwiązanie”. Jedyne dwie dalsze decyzje mają charakter merytoryczny: rząd ma, kosztem 29 mln dol., ukończyć budowę dróg kołowych między lotniskami oraz sfinansować bezpłatny przewóz pasażerów tranzytowych autobusami między Dorval a Mirabel.

Wg *Aviation Week and Space Technology*, Dec. 15, 1986 oprac. J. Zwierzyński

cd. ze s. 9

model samolotu ma charakter uniwersalny i może być wykorzystany do dowolnych układów wytrzymałościowo-konstrukcyjnych, w których jest dopuszczalne przyjęcie jednowymiarowej dyskretyzacji. Będzie to zwłaszcza dotyczyć samolotów o dużym wydłużeniu skrzydła i kadłuba.

LITERATURA

1. R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY: Principles of aeroelasticity. New York — London, 1962 r.
2. Z. DŻYGADŁO, S. KALISKI, L. SOLARZ, E. WŁODARCZYK (pod red. S. KALISKIEGO): Drgania i fale w ciałach stałych. Warszawa, 1966 r.
3. O. C. ZIENKIEWICZ: Metoda elementów skończonych. Warszawa, 1972 r.
4. J. KRUSZEWSKI i in.: Metoda sztywnych elementów skończonych. Warszawa, 1975 r.

5. J. SZMELTER i in.: Metoda elementów skończonych w statyce konstrukcji. Warszawa, 1979 r.
6. J. SZMELTER: Metody komputerowe w mechanice. Warszawa, 1980 r.
7. J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO: Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. *Biuletyn WAT*, XXVI, 4, 1977 r.
8. Z. DŻYGADŁO, J. BŁASZCZYK: Metoda wielostopniowej syntezy struktury do analizy drgań odkształcalnego samolotu. *Mechanika i Komputer*, t. 4, s. 211-227. Warszawa—Poznań, 1981 r.
9. J. BŁASZCZYK: Analiza podłużnych drgań własnych odkształcalnego samolotu z zewnętrznymi podwieszeniami metodą elementów skończonych. *Biuletyn WAT*, XXXI, 5, 1983 r.
10. J. BŁASZCZYK: Brylowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 2 1986 r.
11. Sprawozdanie z prób rezonansowych samolotu seryjnego TS-11 Iskra, cz. I. Wyniki badań wykonano w Katedrze Mechaniki Wydziału Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Warszawa, 1963 r. (nie publikowane).
12. J. LEGRAS: Praktyczne metody analizy numerycznej. Warszawa, 1974 r.

Samolot dyspozycyjno-służbowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbośmigłowy, kompozytowy dolnopłat w układzie kaczki.

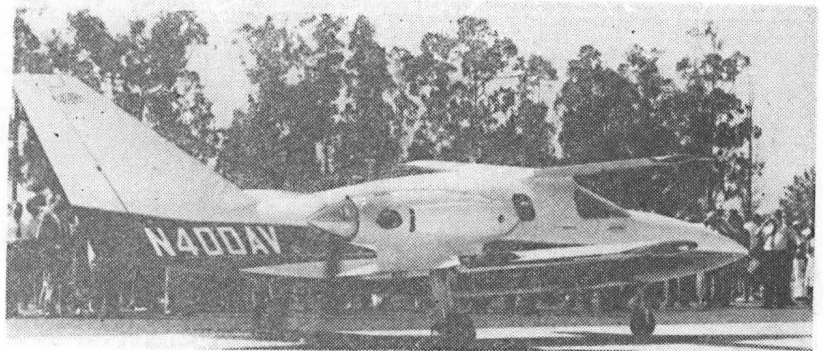
Plat. Obrys trapezowy z poszerzeniem przy kadłubie, profil NACA 63-215B, wznios 4°, konstrukcja skorupowa, przekładkowa z kompozytu kewlarowego z wypełniaczem nomex, wzmocnienia z włókna węglowego. Wewnątrz kesonów skrzydeł integralne zbiorniki paliwowe. Przy kadłubie wnęki podwozia głównego. Na górných powierzchniach skrzydeł wsporniki — pylony zespołów napędowych. Wyważone masowo trzysegmentowe lotki zajmują całą rozpiętość krawędzi spływu, środkowy segment lotek służy do sterowania pochylem. Klap brak. Konstrukcja lotek kompozytowa, przekładkowa. Zakończenie skrzydeł typu winglet. Na noskach skrzydeł może być montowana instalacja przeciwoślodzeniowa.

Kadłub. Przekrój kołowy, kształt wrzecionowaty. Konstrukcja skorupowa, przekładkowa typu fail safe z kompozytu kewlarowego z wypełniaczem nomex, lokalne wzmocnienia z włókna węglowego. W przedniej, nieciśnieniowej, noskowej części kadłuba znajdują się miejsce na radar oraz bagażnik przedni i wnęka podwozia przedniego. Ciśnieniowa, szczelna kabina mieści fotel pilota, obok którego znajduje się drugi fotel dla pasażera (lub drugiego pilota), a za nimi, zależnie od wersji, pozostałe miejsca pasażerskie. Wersja Pullman ma łącznie 4 pojedyncze fotele, 4-osobowa kanapę i dodatkowy mały fotel rozkładany. Wersja Lounge ma te same liczbe miejsc, ma jednak sześć foteli indywidualnych. Wersja Salon (podstawowa) mieści łącznie z pilotem 8 osób na pojedynczych fotelach. Wersja Conference ma łącznie 6 foteli pojedynczych i mały stolik. Wersja Cargo ma 2 fotele dla załogi i zaczyna do mocowania ładunku. Wersja Ambulance ma 2-osobową załogę i dodatkowo może przewozić pacjenta na noszach i 2 osoby na fotelach. Za kabiną pasażerską znajduje się drugi, ciśnieniowy bagażnik dostępny z zewnątrz. Kadłub z tyłu wyraźnie spłaszczony, przechodzący w statecznik pionowy. Nad miejscami załogi do kadłuba jest mocowane usterzenie poziome. Oszklenie kabiny załogi w postaci pancerzicznej pojedynczej szyby. Drzwi wejściowe z lewej strony kadłuba za usterzeniem poziomym, dzielone w płaszczyźnie poziomej. Na dolnym segmencie drzwi integralne schodki.

Usterzenie. Usterzenie poziome o obrysie trapezowym, z owalnymi końcówkami. Profil symetryczny, wznios 4°, konstrukcja statecznika podobna do konstrukcji skrzydła, jednoczęściowa. Wnętrze kesonu statecznika stanowi integralny zbiornik paliwowy. Wzajemnie zamienne segmenty steru wysokości przekładkowe z kompozytu kewlarowego. Usterzenie pionowe skośne o obrysie trapezowym. Statecznik pionowy wykonany w kształt kadłuba, skorupowo-przekładkowy, kompozytowy. Ster kierunku przekładkowy.

Sterowanie. Zestaw sterownic (wolantów i pedałów) pojedynczy lub podwójny. Układy sterowania linkowe.

Podwozie. Trójkołowe, chowane hydraulicznie do wnęki kadłubowej (przednie) i wnęk skrzydłowych (główne). Sterowane hydraulicznie podwozie przednie z golenia teleskopową chowane ku przodowi; koło na widelcu. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi, chowane ku kadłubowi; koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Amortyzacja olejowo-gazowa.



Ogumienie niskociśnieniowe o wymiarach: przednie 5,00-5, główne 6,00-6.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Pratt-Whitney of Canada PT6A-28, każdy o mocy 507 kW. Pełające śmigła trójłopatowe, nastawne, sterowane elektronicznie. Łopaty śmigieł z kompozytu kewlarowego, końcówki odgięte (prop-lets). Silniki umocowane nad skrzydłem na wysuniętych pylonach. Osłony silników kompozytowo-metalowe.

Instalacje. Paliwowa — 2 integralne zbiorniki skrzydłowe o pojemności po 445 l i zbiornik integralny w stateczniku poziomym o pojemności 182 l, łączna pojemność 1092 l, napełnianie grawitacyjne. Elektryczna — napięcie 28 V, 2 alternatory 28 V / 300 A, 2 akumulatory niklowo-kadmowe po 29 Ah. Hydrauliczna — ciśnienie 13,8 MPa, służy do chowania i wypuszczania podwozia, sterowania kołem przednim i hamulcami. Klimatyzacyjna — nadciśnienie maks. 48 kPa, urządzenia firmy Garrett-AiResearch. Przeciwożarowa — dwa niezależne układy na silnikach, wtryskiwacze w kanałach wlotowych powietrza. Przeciwoślodzeniowa — szyba przednia i krawędź natarcia statecznika poziomego mogą być odłączane elektrycznie lub ciepłym powietrzem ze sprężarek silników, łopaty śmigieł ogrzewane ciepłym powietrzem z silników, rurka Pitota ogrzewana elektrycznie. Na noskach skrzydeł i statecznika pionowego może być założona pneumatyczna instalacja odladzająca.

Wyposażenie. Oprócz standardowego zestawu IFR i przyrządów kontrolnych zespołu napędowego jest możliwe zainstalowanie, zgodnie z życzeniem nabywcy, wyposażenia firm Bendix, Collins lub Sperry, w tym systemów EFIS, EICAS i radaru z barwnym obrazowaniem RCA.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Avtek jest skrótem od Advanced Aviation Technology — nazwy firmy zorganizowanej w 1980 r. z inicjatywą kilku najlepszych amerykańskich specjalistów lotniczych starszego pokolenia. Należą do nich L. Windecker, A. W. Mooney, W. W. Taylor, R. F. Adickess i P. McCready, który jako konsultant brał udział w pracach konstrukcyjnych, rozpoczętych w marcu 1981 r. Ich celem było zaprojektowanie małego, 5-3-miejscowego samolotu o niekonwencjonalnym układzie dającym nowe możliwości. L. Windecker zapewnił całemu przedsięwzięciu współpracę koncernu chemicznego DuPont, sędziwy już A. W. Mooney służył swym doświadczeniem organizacyjnym i dopracował kon-

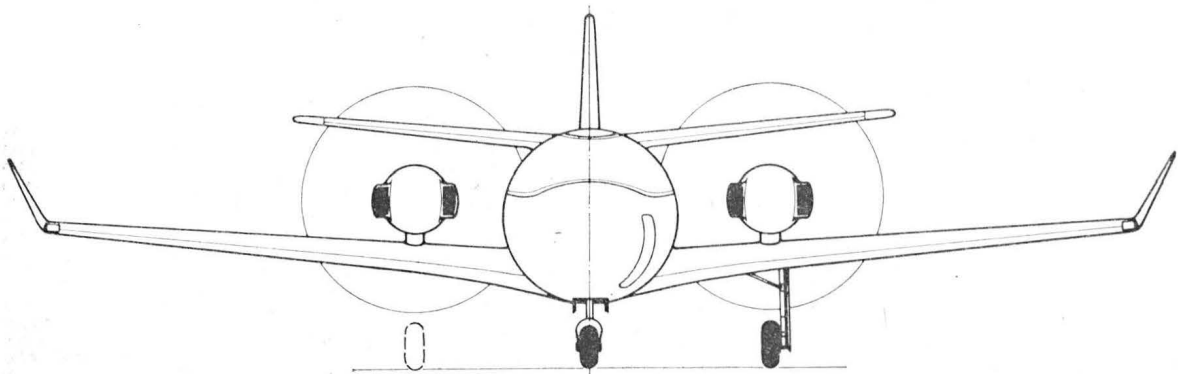
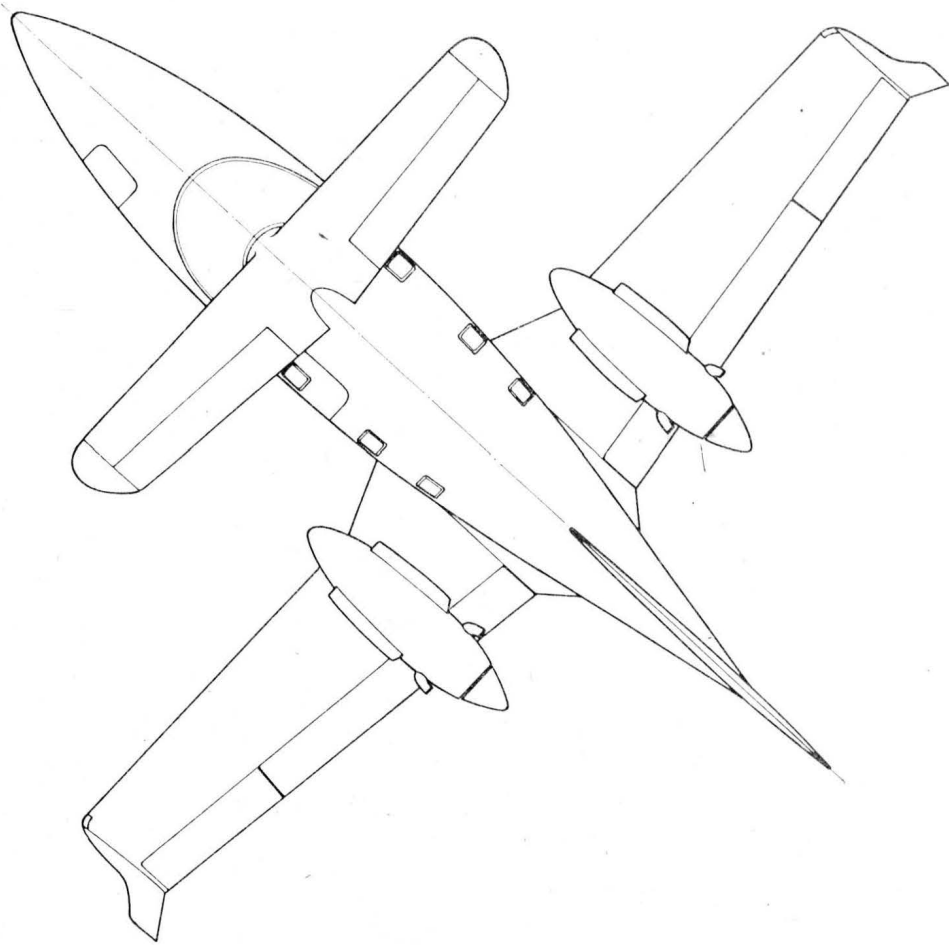
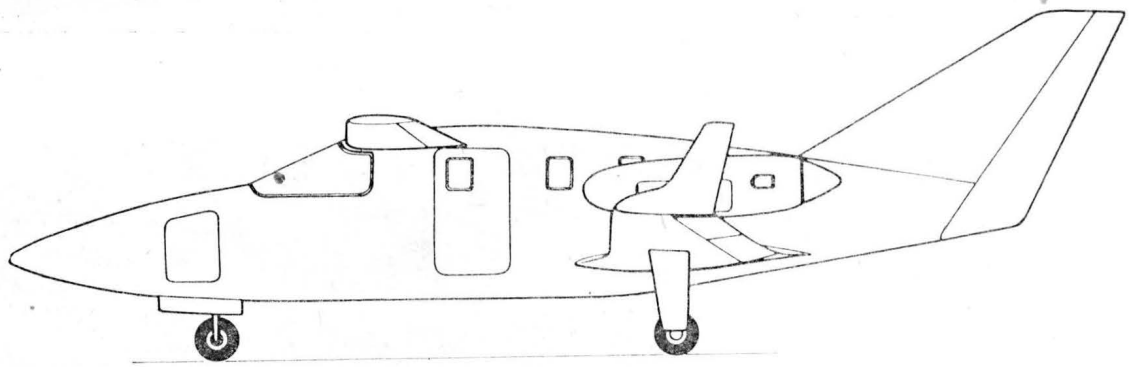
ceptę W. W. Taylora, znanego oblatywacza (m.in. takich samolotów jak OMAC-1 i Eagle), R. F. Adickess, były kapitan B-747, przyczynił się do ostatecznego powstania firmy, a P. M. McCready udzielił konsultacji w sprawie najnowszych materiałów. Budowę prototypu rozpoczęto na początku 1982 r., a jego oblotu dokonano 17 września 1984 r. Odpowiednia reklama i sława konstruktorów sprawiły, że w dniu oblotu firma miała już zamówienia na 120 samolotów. Po dość długotrwałych próbach i poprawkach (m.in. przedłużono kadłub o 0,96 m i przesunięto węży mocowania podwozia), jesienią 1985 r. przystąpiono do budowy 4 kolejnych prototypów — 2 do prób wytrzymałościowych i 2 do prób w locie. W tym też czasie projektem zainteresowała się japońska firma Nomura Securities Co, która podjęła się częściowego finansowania przedsięwzięcia jako udziałowiec. Znalazł się też pierwszy nabywca licencji produkcyjnej — fiński koncern Valmet Oy. Właścicielami 35% akcji Avtek Co. są, obok Nomura Securities, także amerykańskie koncerny chemiczne DuPont i Dow Chemical; posiadaczem większości akcji jest R. F. Adickess. Plany produkcyjne przewidują zbudowanie 80 samolotów w 1988 r. a następnie budowę 200 egz. rocznie. Pierwsze dostawy samolotów Avtek 400 planowano na 1987 r. Obok podstawowej, wyjściowej wersji przygotowano także kilka wariantów wyposażenia wnętrza i nową wersję Avtek 400XL z przedłużonym kadłubem (dla 8-10 pasażerów), warianty patrolowe morskie i in. Proponowana cena samolotu ze standardowym wyposażeniem w 1986 r. wynosiła ok. 1,75 mln dol. Avtek Co. zamierza na swym nowym samolocie ustanowić nowe rekordy międzynarodowe dla tej klasy maszyn. Z porównania danych technicznych wynika, że Avtek 400 jest zdecydowanie lżejszy od samolotów o podobnej pojemności i przeznaczeniu zbudowanych w układzie konwencjonalnym, a pod względem ekonomiki eksploatacji może być porównywany nawet z samochodem osobowym. W konstrukcji podstawowej struktury samolotu nie ma żadnej części metalowej; składa się ona z 51 podstawowych zespołów, kształtowanych w szczególnych formach metoda termiczna, a następnie klejonych z zastosowaniem specjalnej technologii. Proporcja obciążenia usterzenia poziomego i skrzydła wynosi odpowiednio 24% i 76% masy samolotu. Warto wspomnieć, że już w 1969 r. konstruktor J. Barron z Windecker Industrie opracował projekt podobnego samolotu, nazwanego Tweagle (od Twin Eagle).

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość skrzydła	10,36 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,49 m
Długość	10,35 m
Wysokość	3,08 m
Baza podwozia	4,37 m
Rozstaw podwozia	3,20 m
Średnica śmigieł	2,03 m
Prześwit śmigieł	0,53 m
Rozstaw osi śmigieł	3,05 m
Długość wnętrza kabiny	4,19 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,45 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,32 m
Powierzchnia skrzydła	13,10 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,05 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,19
Wydłużenie usterzenia	7,44
Pojemność kabiny	5,52 m ³
Pojemność bagażnika przedniego	0,45 m ³

Pojemność bagażnika tylnego	1,58 m ³
Masa własna	1368 kg
Masa startowa maks.	2495 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	145,5 kg/m ²
Obciążenie mocy	2,46 kg/kW
Prędkość maks. (H = 7620 m)	668 km/h
Prędkość ekonomiczna (H = 10 050 m)	483 km/h
Prędkość podejścia	143 km/h
Wznoszenie (H = 0 m)	26,6 m/s
Wznoszenie z 1 silnikiem wyłączonym (H = 0 m)	12,1 m/s
Pułap	11 580 m
Pułap z 1 silnikiem wyłączonym	10 050 m
Zasięg	4200-4700 km
Długość startu na 15 m	387 m
Długość lądowania z 15 m	326 m
Zużycie paliwa	16÷25 l/100 km

T.M.



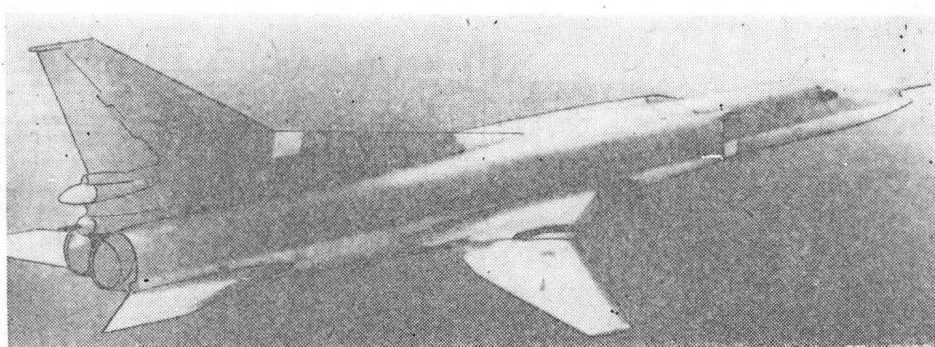
Naddźwiękowy strategiczny samolot bombowy i nosiciel pocisków raketowych dalekiego zasięgu

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy dolnopłat o zmiennej geometrii.

Plat. Obrys wielotrapezowy, skos części zewnętrznych zmienny w zakresie od 20° do 65°, bez wzniosu. Konstrukcja wieloczęściowa, wielodźwigarowa, całkowicie metalowa. Środkowa część płata, na stałe połączona z kadłubem, mieści wnęki podwozia głównego. Skos jej krawędzi natarcia wynosi 55°, a krawędź spływu jest prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu. Zewnętrzne, ruchome części płata są wyposażone w kłapy (po dwa segmenty na każdej połowce), lotki i spoilery. Zawieszenie zewnętrznych części płata na przegubach usytuowanych w ok. 25% ciężkiemu profilu. Wewnątrz kesonów płata integralnie zbiorniki paliwowe.

Kadłub. Przekrój zbliżony do kołowego w części przedniej, przechodzący w owalny i prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami (w części tylnej). Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. W osłoniętym dielektryczną stożkową osłoną mieści się radar, za nim urządzenia radioelektryczne i zespoły instalacji pokładowych. Tuż przed kabiną załogi na kadłubie są umocowane dwie niewielkie, skosne płyty sterujące o obrzysie trapezowym. Kabinowa część kadłuba szczelna, ciśnieniowa. Kabina załogi wyposażona w cztery wyrzucane fotele. Pod tylną częścią kabiny znajduje się druga stacja radiolokacyjna. Za kabinową częścią kadłuba jest umieszczona wnęką podwozia przedniego. Całe wnętrze środkowej części kadłuba jest wypełnione zbiornikami paliwowymi. W połowie ciężkiemu środkowej części skrzydła w kadłubie mieszczą się wnęki zespołów kół podwozia głównego. Tylna część kadłuba w postaci dwuobwodowej rury osłaniającej silniki i niosącej usterzenie. Z obu stron środkowej części kadłuba są umieszczone wloty powietrza do silników, zaopatrzone w oddzielacze warstwy przyściennej. Przekrój kanałów wlotowych zbliżony do prostokątnego, przekrój wlotów półowalny. W środkowej części kadłuba mieści się komora bombowa. W przypadku przenoszenia dużego pocisku raketowego, jest on częściowo schowany w komorze, a sama komora osłonięta dopasowaną do jego kształtu pokrywą.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrzysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne: pionowe o skosie krawędzi natarcia ok. 60°, poziome również o skosie krawędzi natarcia ok. 60°. Usterzenie poziome płytowe. Konstrukcja statecznika pionowego i płyt usterzenia poziomego wielodźwigarowa, metalowa. Ster kierunku metalowy. Przed usterzeniem pio-



nowym na kadłubie jest umieszczona duża trójkątna pletwa ustępczająca. W jej przedłużeniu, pod sterem kierunku, mieści się uzbrojenie strzeleckie i radar do obserwacji tylnej półsfery.

Sterowanie. Zmiana kąta słosu zewnętrznych części skrzydeł jest realizowana za pomocą siłowników hydraulicznych. Lotki, kłapy, spoilery, ster kierunku i płyty usterzenia poziomego również wychyłane hydraulicznie. Instalacja sterowania hydraulicznego wieloobwodowa.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęk kadłubowych. Podwozie przednie z gołenią teleskopową i kołami bliźniaczymi, sterowane. Zespoły podwozia głównego z gołeniami teleskopowymi, zaopatrzone w wózki wielokołowe. Każdy wózek podwozia głównego jest wyposażony w osiem kół. Koła zaopatrzone w hamulce. Amortyzacja podwozia olejowo-gazowa.

Zespół napędowy. Umieszczone obok siebie w tylnej części kadłuba dwa silniki odrzutowe dwuprzepływowe Kuzniecowa NK-144 (modyfikowane), każdy o ciągu 13 000 daN bez dopalania i 19 610 daN z dopalaniem. Silnik NK-144 ma pięciostopniową sprężarkę niskiego ciśnienia, jedynastostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, pierścieniową komorę spalania, jedno-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia. Stosunek przepływów 1:1, stopień sprężania 15:1. Każdy silnik jest całkowicie niezależną jednostką napędową. Silniki są od siebie oddzielone ścianami ogniowymi.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki kadłubowe i skrzydłowe o znacznej pojemności, możliwość uzupełniania paliwa podczas lotu. Hydrauliczna — służy do sterowania płatowcem, podwoziem, chowania i wypuszczania podwozia oraz sterowania dyszami dopalaczy silników; instalacja jest wieloobwodowa. Elektryczna — napięcie prądu stałego 28 V, prądu przemiennego 3 × 36 V/400 Hz i 115 V/400 Hz, prądnice napędzane od silników, prądnice awaryjne, akumulatory, transformatory, gniazda zasilania zewnętrznego. Klimatyzacyjna — zapewnia

odpowiednie warunki wewnątrz ciśnieniowej części kadłuba.

Wyposażenie. Systemy radiolokacyjne do obserwacji przedniej i tylnej półsfery, naprowadzania uzbrojenia strzeleckiego i podwieszanego, do nawigacji i celów meteorologicznych. Systemy sterowania uzbrojeniem, systemy łączności zewnętrznej i wewnętrznej, systemy nawigacyjne.

Uzbrojenie. Strzeleckie (stałe) — 2 działka kal. 23 mm pod usterzeniem pionowym; działka są naprowadzane na cel przez system celowniczy współpracujący z radarem do obserwacji tylnej półsfery samolotu. Podwieszane — bomby różnego wagomiaru, różnego typu raketowe pociski kierowane i samonaprowadzające dalekiego zasięgu.

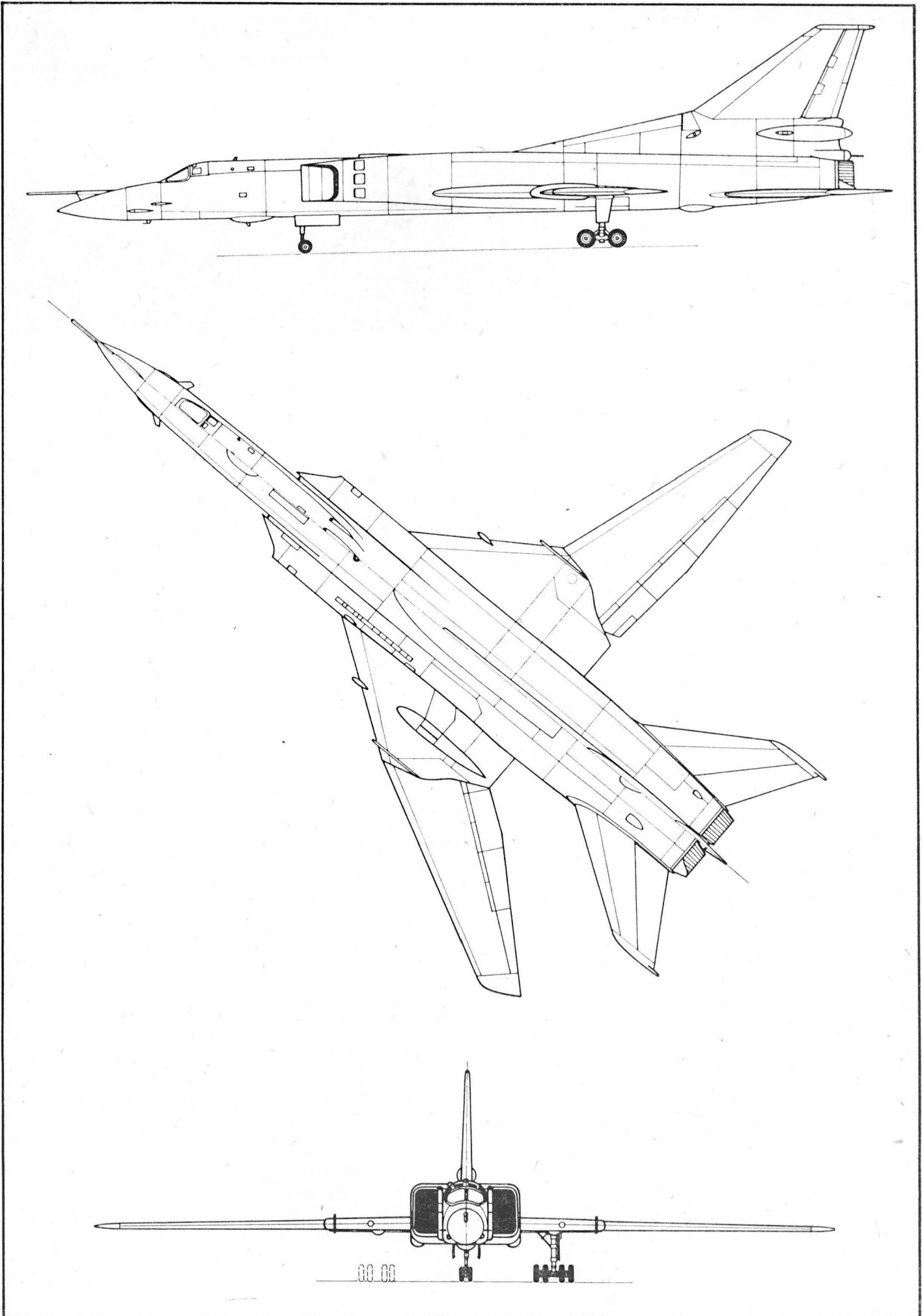
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Pierwsze wiadomości o tym samolocie pochodzą z końca 1969 r. Prototyp oblatano w 1970 r. Po raz pierwszy samolot został zaobserwowany w 1970 r. Jego produkcję seryjną podjęto w 1973 r. Nosił on początkowo oznaczenie Tu-26. Pierwszy jego wariant, prawdopodobnie prototypowy, miał inne podwozie główne, chowane do charakterystycznych dla konstrukcji Tupolewa gondol skrzydłowych. W trakcie rozmów rozwojowych SALT-II podano nowe oznaczenie samolotu — Tu-22M (choć z wcześniejszym bombowcem Tu-22 nie ma nic wspólnego). Także w trakcie rokowań SALT-II ustalono ograniczenie poziomu jego produkcji do 30 egz. rocznie. Dotychczas wiadomo o istnieniu co najmniej dwóch wersji tego samolotu, różniących się niektórymi szczegółami zewnętrznymi i prawdopodobnie wyposażeniem. Samolot Tu-22M od 1975 r. jest użytkowany przez lotnictwo strategiczne ZSRR jako bombowiec oraz przez lotnictwo marynarki wojennej ZSRR jako samolot patrolowo-bombowy. Tu-22M został wg kodu NATO nazwany Backfire.

Źródła: A. Glass: *Samoloty 85*, Wyd. SIGMA, Warszawa, 1986 r.; T. Makowski: *Samoloty bojowe świata*. Wyd. SIGMA, Warszawa, 1986 r.

DANE TECHNICZNE (przybliżone):

Rozpiętość maks.	34,45 m	Obciążenie powierzchni nośnej	737,95 kg/m ²
Rozpiętość min.	26,21 m	Obciążenie ciągu (z dopalaniem)	3,12 kg/daN
Długość	40,23 m	Obciążenie ciągu (bez dopalania)	4,71 kg/daN
Wysokość	10,06 m	Prędkość maks. na dużej wysokości	1,8÷2,0 Ma
Powierzchnia nośna	166 m ²	Prędkość maks. na małej wysokości	0,9 Ma
Wydłużenie maks.	7,15	Pułap	18 000 m
Wydłużenie min.	4,14	Zasięg	8050 km
Masa startowa	122 500 kg	Załoga	4 osoby
Masa podwieszana	9435 kg		

T.M.



Sport lotniczy (terminy francuskie) (I) Sport Aérien (I)

- 1 — lotnictwo sportowe
 2 — aeroklub
 3 — Międzynarodowa Federacja Lotnicza, FAI
 4 — zawody
 5 — drużyna, ekipa
 6 — konkurencja
 7 — punkt karny
 8 — p. kontrolny
 9 — p. zwrotny (trasy)
 10 — chronometraż
 11 — sędzia międzynarodowy
 12 — mistrzostwa świata
 13 — mistrzostwa o puchar świata
 14 — nagroda
 15 — puchar
 16 — zwycięzca
 17 — mistrz
 18 — m. świata
 19 — lot na długotrwałość
 20 — l. wysokościowy
 21 — rekord
 22 — r. światowy, r. świata
 23 — barograf
 24 — r. długotrwałości lotu
 25 — r. odległości
 26 — r. prędkości
 27 — r. wysokości
 28 — sport balonowy, baloniarstwo
 29 — pilot balonowy
 30 — loty na balonach na ciepłe powietrze, l. n. b. na ogrzane p.
 31 — balon wolny
 32 — b. na ciepłe powietrze, b. na ogrzane p.
 33 — zawody balonowe
 34 — sport śmigłowcowy
 35 — szybownictwo
 36 — szybownik, pilot szybowcowy
 37 — szybowiec
 38 — s. treningowy
 39 — s. wyczynowy
 40 — klasa standard
 41 — k. otwarta
 42 — k. klub
 43 — motoszybowiec
 44 — lina startowa, l. gumowa
 45 — start z lin gumowych
 46 — s. za wyciągarką
 47 — s. za samolotem
 48 — hol. holowanie, lot wleczony
 49 — szybowanie, lot żaglowy
 50 — termika, noszenia
 51 — komin (termiczny)
 52 — opadanie, duszenie
 53 — wariometr energii całkowitej
 54 — żagiel zboczowy
 55 — fala górską
 56 — biegunowa prędkości (szybowca)
 57 — balast wodny
 58 — prędkość optymalna (szybowca)
 59 — doskonałość
 60 — przewyższenie
 61 — przelot otwarty
 62 — przelot docelowy, docel
 63 — p. docelowo-powrotny, docel-powrót
 64 — przelot po trasie trójkąta, trójkąt
 65 — srebrna odznaka szybowcowa
 66 — złota odznaka szybowcowa
 67 — szybowcowe mistrzostwa świata
 68 — akrobacja szybowcowa
 69 — lotnia; miękkołat
 70 — samolot ultralekki, ULM
 71 — modelarstwo lotnicze
 72 — modelarz lotniczy
 73 — latawiec
 74 — model na uwięzi
 75 — m. radiosterowany, m. RC
 76 — m. szybowca
 77 — m. z silnikiem spalinowym
 78 — m. wolny
 79 — sport samolotowy
 80 — akrobacja samolotowa, a. lotnicza
 81 — beczka
 82 — b. akcentowana, b. na tempa (np. czteropunktowa)
 83 — b. szybka, b. autorotacyjna
 84 — b. pionowa, piruet
 85 — b. sterowana, b. powolna
 86 — b. baryłkowata, b. śrubowa
 87 — b. na kole, b. w okrażeniu
 88 — ewolucja, figura akrobacji
 89 — korkociąg
 90 — k. odwrócony, k. plecowy
 91 — lot akrobacyjny
 92 — l. nożowy
 93 — l. odwrócony, l. plecowy
 94 — l. okrężny, rajd
 95 — l. dookoła świata
 96 — l. transatlantycki
 97 — ósemka
 98 — ó. kubańska
 99 — ó. pionowa (stojąca)
 100 — ó. p. leżąca
 101 — ó. w locie odwróconym
 102 — padanie liściem, opadanie l.
 103 — pętla (wewnętrzna)
 104 — p. w dół
 105 — p. zewnętrzna; p. odwrócona
 106 — p. z lotu odwróconego
 107 — półbeczka
 108 — półpętla
 109 — przewrót
 110 — samolot sportowy
 111 — s. akrobacyjny
 112 — spirala
 113 — strefa pilotażu
 114 — ślizg na ogon
 115 — świeca, górka
 116 — wywrót
 117 — (pełny) zakręt w locie odwróconym
 118 — zakręt bojowy, zwrot b.
 119 — zawrót, immelman
 120 — obowiązkowa wiązanka (figur akrobacji)
 1 — aviation, (f) sportive, aéronautique (f) s.
 2 — aéroclub (m), aéro-club (m)
 3 — Fédération Aéronautique Internationale
 4 — concours (m), compétition (f)
 5 — équipe (f)
 6 — épreuve (f)
 7 — point (m) de réparation
 8 — p. de contrôle
 9 — p. tournant
 10 — chronométrage (m)
 11 — juge (m) international
 12 — championnat (m) du monde, c. mondial
 13 — (c.) coupe (f) de monde
 14 — prix (m)
 15 — coupe (f)
 16 — vainqueur (m)
 17 — champion (m)
 18 — c. du monde, c. mondial
 19 — vol (m) de durée
 20 — v. d'altitude
 21 — record (m)
 22 — r. du monde, r. mondial
 23 — barographe (m)
 24 — record de durée
 25 — r. de distance
 26 — r. de vitesse
 27 — r. d'altitude
 28 — aérostation (f) (sportive)
 29 — aéroplane (m), aérostat (m)
 30 — vols (mpl) avec les ballons à air chaud
 31 — ballon (m) libre
 32 — b. à air chaud, aérostat (m) à a. c., mongolfière (f)
 33 — concours (m) des aérostats
 34 — sport (m) des hélicoptères
 35 — vol (m) à voile
 36 — vélivole (m), pilote (m) du planeur
 37 — planeur (m)
 38 — p. d'entraînement
 39 — p. de performance
 40 — classe (f) standard
 41 — c. libre
 42 — c. club
 43 — motoplaneur (m)
 44 — sandow (m)
 45 — largage (m) par s.
 46 — lancement (m) par treuil
 47 — l. par avion, remorquage (m) par a.
 48 — remorquage par a.
 49 — vol (m) à voile, vol thermique
 50 — thermique (m), ascendance (f)
 51 — t. (m)
 52 — descente (f)
 53 — variomètre (m) d'énergie totale
 54 — vol (m) de pente, v. en ascendance de relief
 55 — onde (f) aérienne, o. atmosphérique
 56 — polaire (f) des vitesses (du planeur)
 57 — ballast (m) d'eau
 58 — vitesse (f) optimum (du planeur)
 59 — finesse (f)
 60 — gain (m) d'altitude
 61 — parcours (m) (libre)
 62 — p. vers un but fixe d'avance, vol (m) aller
 63 — vol (m) aller et retour
 64 — triangle (m), parcours t.
 65 — Brevet (m) International argent „C”
 66 — B. I. or „C”
 67 — championnat du monde de vol à voile
 68 — voltige (f) du planeur, acrobatie (f) du p.
 69 — cerf-volant (m)
 70 — avion (m) ultra-léger, AUL, (avion) ULM
 71 — aéromodélisme (m)
 72 — aéromodéliste (m)
 73 — cerf-volant (m)
 74 — modèle (f) (réduit) pour vol circulaire
 75 — modèle RC
 76 — m. du planeur
 77 — m. à moteur à combustion interne, m. à moteur à explosion
 78 — m. libre
 79 — vol (m) à moteur
 80 — acrobatie (f) (aérienne), voltige (f) (a.)
 81 — tonneau (m)
 82 — t. à facette en (4) points
 83 — t. rapide, t. déclenché
 84 — t. vertical, pirouette (f)
 85 — t. lent
 86 — t. barrique
 87 — t. dans un virage, t. en boucle
 88 — évolution (f), figure (f) acrobatique, f. d'acrobatie, f. de voltige
 89 — vrille (f)
 90 — v. inversée
 91 — vol (m) acrobatique, v. d'acrobatie
 92 — v. en tranche, v. en ligne droite en l'inclinaison 90°
 93 — v. inversé, v. sur le dos
 94 — raid (m) (aérien) (circulaire)
 95 — tour (m) de la Terre
 96 — vol (m) transatlantique
 97 — huit (m)
 98 — h. cubain
 99 — h. vertical
 100 — h. horizontal
 101 — h. sur le dos
 102 — descente (f) en feuille morte
 103 — boucle (f), loop (m)
 104 — b. inversée par l'avant, b. i. vers l'avant
 105 — b. à l'envers, loop à l'envers
 106 — b. par l'avant, b. vers l'avant
 107 — demi-tonneau (m)
 108 — demi-boucle (f), demi-looping (m)
 109 — renversement (m)
 110 — avion (m) de sport, a. sportive
 111 — a. de voltige
 112 — spirale (f)
 113 — zone de pilotage
 114 — glissade (f) sur la queue, doche (f), g. sur l'empennage
 115 — chandelle (f)
 116 — retournement (m)
 117 — virage (m) (de 360°) inversé
 118 — demi-boucle (f) de combat, demi-looping (m) de c., chandelle
 119 — rétablissement (m), virage (m) d'Immelmann
 120 — programme (m) imposé (connu)

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

Prawidłowa praca silnika w locie w warunkach normalnych, a także rozwój wydarzeń w przypadku częściowej awarii układu zasilania zależą od właściwego doboru parametrów tego układu do wymagań silnika. Sprawa ta tylko z pozoru wygląda na elementarną, natomiast w rzeczywistości wymaga uwzględnienia wielu okoliczności — różnych w zależności od cech silnika i układu zasilania, a także w pewnym stopniu od właściwości samolotu.

Publikujemy, poświęcony tej sprawie, biuletyn (Advisory Circular) wydany przez Federal Aviation Administration (FAA).

Advisory Circular nr 23.955-1 z dnia 10 czerwca 1985 r. Temat: Sposób udowodnienia wielkości przepływu i ciśnienia w układach paliwowych samolotów lekkich

1. Cel. Niniejszy Advisory Circular (AC) podaje informacje i wytyczne nt. wystarczających (ale nie wyłącznych) sposobów udowodnienia spełnienia wymagań cz. 04a oraz cz. 3 Civil Air Regulations (CAR) oraz cz. 23 Federal Aviation Regulation (FAR) odnoszących się do udowodnienia wielkości przepływu i ciśnień w układach paliwowych samolotów lekkich z silnikami tłokowymi i turbinowymi. Zamiast zastosowania poniższej metody, wnioskodawca (tzn. starający się o certyfikację — przyp. tłum.) może wybrać inną metodę dowodzenia zgodności, która byłaby akceptowana przez Federal Aviation Administration (FAA) jako sposób dowodzenia zgodności z podanymi przepisami.

Poniższy tekst nie jest obowiązujący ani nie jest przepisem.

2. Przepisy związane. Punkt 23.955 cz. 23 FAR. Punkty 3.433 cz. 3 oraz 04a.625 cz. 04a CAR.

3. Podstawy. Charakterystyki dotyczące przepływu paliwa są zazwyczaj demonstrowane na instalacji paliwowej, całkowicie zamontowanej na samolocie, podczas prób stanowiących część prób certyfikacyjnych samolotu, poświęconych zgodności z wymaganiami FAR i silnikowymi.

Zdolność całej instalacji paliwowej do zapewnienia odpowiedniego przepływu jest określana, natomiast nie przeprowadza się oddzielnych pomiarów przepływu dla każdej z części tej instalacji.

Jednakże później właściciele samolotów mogą wystąpić o wprowadzenie takich zmian, które mają poważny wpływ na zatwierdzenie początkowo układ paliwowy. To z zasady wymaga przeprowadzenia ponownych prób przepływu paliwa w celu upewnienia się co do dalszej zgodności instalacji z przepisami i wymaganiami wytwórcy silnika.

Paliwa, mające liczbę oktanową i właściwości fizyczne odpowiadające tym, które mają być używane w eksploatacji, muszą mieć wydatek przepływu nie mniejszy niż wymagany w przepisach, a przy tym ciśnienie musi odpowiadać punktowi 33.7 (przepis FAR — przyp. tłum.). Warunki próby, takie jak krytyczne położenie samolotu i (jeżeli ma to zastosowanie) różnica ciśnień pomiędzy przestrzenią powietrzną zbiornika paliwa a przestrzenią powietrzną komory pływakowej muszą być traktowane jako jednakowo ważne przy sprawdzaniu.

Odpowiednia makieta układu paliwowego może być użyta do udowodnienia wielkości przepływu.

4. Warunki próby

a. Krytyczne położenie samolotu

Konwencjonalne samoloty ze śmigłem ciągnącym zazwyczaj mają zbiornik paliwa położony bardziej z tyłu od gaźnika albo wlotu do urządzenia wtryskującego paliwo. Dlatego warunki przepływu paliwa są tym mniej korzystne, im bardziej samolot jest obrocony „nosem w górę”. Analogicznie dla samolotów ze śmigłem pchającym, zazwyczaj mających zbiornik paliwa przed gaźnikiem lub wlotem do urządzenia wtryskującego paliwo, warunki przepływu paliwa są tym gorsze, im bardziej samolot jest obrocony „nosem w dół”.

Do określenia krytycznego położenia dla prób przepływu paliwa w samolocie ze śmigłem ciągnącym są potrzebne

dane nt. położenia samolotu w stosunku do ziemi podczas lotu z prędkością odpowiadającą najlepszemu kątowii wznoszenia, przy mocy startowej, albo też krytycznego położenia samolotu przy minimalnym ciężarze.

Wyjątkiem od tej reguły, jak podano wyżej, są samoloty ze śmigłem pchającym, gdzie krytyczne położenie najprawdopodobniej będzie położeniem z nosem opuszczonym. Krytyczne położenie może być określone inklinometrem w trakcie prób w locie przed i po modyfikacji przy krytycznym ciężarze, mocy startowej silnika oraz przy prędkości odpowiadającej najlepszemu kątowii wznoszenia.

b. Różnice ciśnień w instalacji paliwowej

Z reguły istnieje różnica ciśnień pomiędzy przestrzenią powietrzną zbiornika paliwa a przestrzenią powietrzną komory pływakowej gaźnika przy różnych położeniach w trakcie wznoszenia oraz przy różnych prędkościach. Ta różnica ciśnień jest powodowana ciśnieniem dynamicznym, zwiększającym się w zbiorniku w czasie lotu oraz podciśnieniem w gaźniku, spowodowanym przepływem przez zwężkę gaźnika.

Jedną z metod, która może być użyta do określenia minimalnej różnicy poziomów do przeprowadzenia pomiarów przepływu, jest metoda opisana poniżej:

(1) Połączyć wyskalowany prędkościomierz pomiędzy przestrzeń powietrzną zbiornika paliwa i przestrzeń powietrzną komory pływakowej gaźnika, jak pokazano na rys. 1. Końcówka ciśnienia całkowitego prędkościomierza powinna być połączona z przestrzenią powietrzną zbiornika paliwa, zaś końcówka ciśnienia statycznego prędkościomierza — z przestrzenią powietrzną komory pływakowej. Po każdej stronie prędkościomierza musi być zainstalowany odwadniacz dla zapewnienia, że ciecz, która przedostałaby się do przewodu, nie spowodowałaby błędnych wskazań prędkościomierza. Przestrzeń powietrzną komory pływakowej powinna być połączona z atmosferą za pomocą zwykłych odpowietrzeń.

(2) Z prędkościomierzem, zainstalowanym jak opisano wyżej, należy wykonać lot z prędkością odpowiadającą najlepszemu kątowii wznoszenia V_x przy wyłączonym podgrzewaniu gaźnika, dla całkowicie bogatej mieszanki, jeżeli skład mieszanki jest sterowany oraz przy krytycznym ciężarze. Zapisać prędkość wskazywaną przez prędkościomierz włączony pomiędzy zbiornik paliwa i gaźnik w stanie lotu, podczas którego prędkościomierz samolotu pokazuje V_x .

(3) Obliczyć różnicę ciśnień ΔH pomiędzy przestrzenią powietrzną zbiornika paliwa i przestrzenią powietrzną gaźnika, stosując wzór:

$$\Delta H = 6,81 \left(\frac{V}{100} \right)^2$$

gdzie:

ΔH — różnica ciśnień w calach wysokości słupa paliwa,
 V — prędkość odczytana z prędkościomierza w milach na godzinę.

Uwaga Redakcji TLIA. Wzór jest w kopii AC napisany bez nawiasu, co jest błędem drukarskim. Otrzymane wartości są ok. sto razy większe. Natomiast po uwzględnieniu nawiasów wzór podaje wysokość słupa paliwa o gęstości ok. 0,72 kg/dm³. W układzie metrycznym wzór ten miałby postać:

$$H = \frac{V^2}{149,3}$$

gdzie: H — w mm słupa paliwa (dla $\gamma = 0,72$ kg/dm³), V — w km/h.

Uzyskane ΔH można odjąć od wartości minimalnego ciśnienia paliwa na wlocie do gaźnika, podanego przez wytwórcę silnika, aby uzyskać minimalne ciśnienie, jakie powinno być wykazane przy próbach przepływu paliwa.

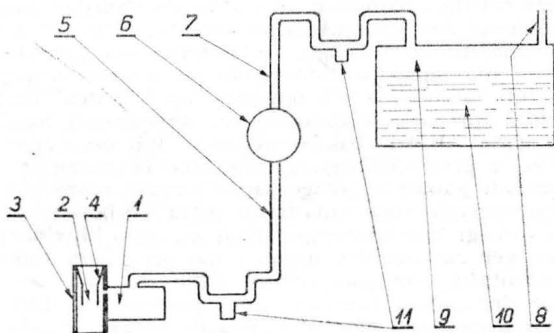
(4) Manometr w postaci U-rurki (rys. 2) zawierający oryginalne paliwo lub inną stosowną ciecz, może być użyty zamiast prędkościomierza do pomiaru różnicy ciśnień. Użycie paliwa w manometrze pozwoli na określenie różnicy ciśnień bezpośrednio w calach słupa paliwa. Jeżeli użyta

jest inna ciecz, to różnica wysokości musi być poprawiona ze względu na inną gęstość.

Manometr w postaci U-rurki jest (ogólnie biorąc) dostępny w handlu, albo może być wykonany z przezroczystych rurek plastikowych lub szklanych. Umieszczenie w kabine manometru z paliwem jest bardzo niebezpieczne, dlatego też należy podjąć środki bezpieczeństwa w celu zapobieżenia zniszczeniu lub nieszczelności manometru, albo też przewidzieć sposób zebrania i wylania na zewnątrz rozlanego paliwa.

c. Minimalne ciśnienie paliwa na wlocie

Producent silnika, w większości przypadków, ustala minimalne i maksymalne wielkości ciśnienia paliwa, potrzebne do uzyskania właściwego działania silnika. Te wielkości są podane w odpowiednim arkuszu danych do certyfikatu silnika (FAA Engine Type Certificate Data Sheet, TCDS) lub specyfikacji. Te wielkości ciśnienia paliwa bywają podawane w różny sposób, tj. np. minus lub plus x funtów na cal kwadratowy psi, y psi powyżej rzeczywistego ciśnienia pary paliwa, z cali różnicy wysokości słupa paliwa pomiędzy wlotem paliwa do gaźnika i komorą pływakową. Większość tych danych nie wymaga dalszych przeliczeń. Niektórzy producenci silników turbinowych określają minimalne ciśnienie na wlocie jako x psi powyżej rzeczywistego ciśnienia pary paliwa przy stosunku pary do cieczy V/L równym zero, albo też, że maksymalny stosunek V/L dla awaryjnego korzystania nie może przekroczyć określonej wartości. Te ograniczenia ciśnienia paliwa wymagają analizy właściwości paliwa dla określenia maksymalnego rzeczywistego ciśnienia paliwa przy zadanej wartości V/L.



Rys. 1. Pomiar różnicy ciśnień przy użyciu przedścisłomierza — schemat połączeń: 1 — komora pływakowa gaźnika, 2 — zwięzka, 3 — gaźnik, 4 — otworek, 5 — przewód od przestrzeni powietrznej komory pływakowej do końcówki ciśnienia statycznego przedścisłomierza, 6 — przedścisłomierz, 7 — przewód od przestrzeni powietrznej zbiornika do końcówki ciśnienia całkowitego przedścisłomierza, 8 — odpowietrzenie, 9 — przestrzeń powietrzna, 10 — paliwo, 11 — odwadnicze

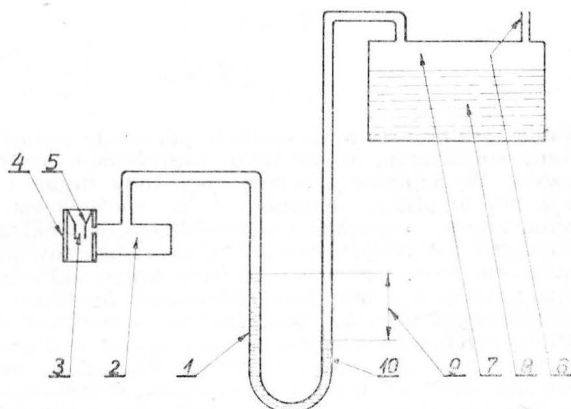
Zamiast tego może być wykonana próba laboratoryjna dla określenia minimalnego ciśnienia paliwa na wlocie.

d. Ciśnienie na wlocie w instalacji silnika z doładowaniem

Ciśnienie paliwa, wymagane na wlocie paliwa do gaźnika lub urządzenia wtryskującego, jest zazwyczaj podane w Arkuszu Danych Certyfikatu Typu (TCDS) jako pewna liczba funtów na cal kwadratowy ponad ciśnienie w wlocie powietrza. Ciśnienie w wlocie powietrza dla mocy startowej jest podawane w calach słupa rtęci (Hg) i musi być przeliczone na psi (lub — w przypadku układu metrycznego — na metryczne jednostki ciśnienia — przyp. tłum.) dla określenia dolnej granicy ciśnienia na wlocie paliwa dla gaźnika lub urządzenia wtryskującego. Ponieważ sprężarka silnika, czy to mechaniczna, czy z napędem turbinowym, może rozwijać praktycznie stałe ciśnienie na wlocie powietrza aż do wysokości tzw. krytycznej silnika (granicy wysokościowości — przyp. tłum.), podczas gdy ciśnienie w zbiorniku spada wraz ze spadkiem wysokości, więc różnica pomiędzy ciśnieniem w zbiorniku a ciśnieniem powietrza na wlocie do gaźnika jest największa właśnie na wysokości tzw. krytycznej silnika. Tak więc wszelkie pomiary ciśnienia i wydatku przepływu paliwa, wykonane poniżej tej wysokości, powinny być rozpatrywane

z uwzględnieniem różnicy pomiędzy ciśnieniem w zbiorniku w czasie próby na wysokości rzeczywistej a ciśnieniem na wysokości krytycznej.

Można to uwzględnić, zmniejszając ciśnienie w zbiorniku



Rys. 2. Pomiar różnicy ciśnień przy użyciu U-rurki — schemat połączeń: 1 — manometr, 2 — komora pływakowa gaźnika, 3 — zwięzka, 4 — gaźnik, 5 — otworek, 6 — odpowietrzenie, 7 — przestrzeń powietrzna, 8 — paliwo, 9 — różnica ciśnień, 10 — paliwo lub ciecz pomiarowa

do wielkości odpowiadającej wysokości krytycznej albo też dodając różnicę do ciśnienia podanego w TCDS silnika jako minimalne niezbędne na wlocie do gaźnika lub urządzenia wtryskującego.

e. Metoda określania minimalnego ciśnienia paliwa na wlocie dla silników tłokowych

Jeżeli minimalne ciśnienie na wlocie paliwa do gaźnika lub urządzenia wtryskującego nie jest podane lub nie udaje się go uzyskać od wytwórcy silnika, to można użyć poniższej metody do określenia wielkości zadowalającego ciśnienia na wlocie paliwa:

(1) Przyłączyć zbiornik z zasilaniem grawitacyjnym, który może być ustawiany na różnych wysokościach, do wlotu paliwa do gaźnika. Można użyć przewodów o dużej średnicy, aby zmniejszyć do minimum wpływ oporów przepływu.

(2) Przy samolocie w położeniu jak przy postoju na ziemi doprowadzić silnik do pracy na pełnej mocy startowej (obrotu i ciśnienie ładowania). Należy użyć śmigła, które pozwoli na uzyskanie przez silnik mocy startowej, a jednocześnie zapewni odpowiednie jego chłodzenie.

(3) Rozpocząć próbę przy zbiorniku umieszczonym dostatecznie wysoko w celu zapewnienia właściwej pracy silnika. Następnie obniżyć zbiornik aż do wystąpienia pierwszych objawów zakłóceń w pracy silnika, następnie zmierzyć i zapisać wysokość słupa paliwa dostępną dla silnika. Tę wielkość należy mierzyć od poziomu wlotu paliwa do gaźnika do poziomu paliwa w zbiorniku.

(4) Zakłócenia w pracy silnika można wykrywać przy użyciu wskaźnika temperatury gazów wydechowych, który wykaże zmianę w składzie mieszanki. Wszelka zmiana w składzie mieszanki paliwowo-powietrznej spowoduje zmianę temperatury gazów wydechowych i wykaże zbliżające się zakłócenia w pracy silnika.

f. Względy dodatkowe, które muszą być wzięte pod uwagę

(1) Jeżeli jest zainstalowany przepływomierz, to należy zablokować go podczas próby i mierzyć przepływ paliwa przez przewód bocznikujący, zgodnie z 23.955(a) (2).

(2) Jeżeli jest użyty filtr paliwa z możliwością przepływu obejściowego, to należy filtr paliwa zablokować i zmierzyć przepływ paliwa przez obejście (przewód bocznikujący).

(3) Dla silników turbinowych należy uwzględnić wpływ niskich temperatur, wysokości, położenia samolotu oraz obecności wody.

Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (I)

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

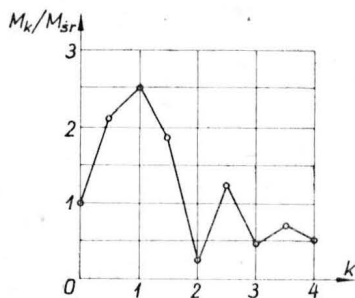
Drgania skrętne wałów korbowych, jak każdy rodzaj drgań dowolnej konstrukcji, są istotnym zagrożeniem wytrzymałościowym. Wystąpienie znacznej amplitudy drgań i związanej z nią amplitudy naprężeń może spowodować przekroczenie granicy naprężeń zmęczeniowych, a niekiedy nawet naprężeń sprężystych. Zmusza to konstruktorów silników tłokowych do wszechstronnego badania drgań układów korbowych i w przypadku zaobserwowania amplitud drgań przekraczających wartości dopuszczalne — podjęcia działań konstrukcyjnych, których rezultatem powinno być zlikwidowanie tego niebezpiecznego zjawiska. Można to osiągnąć przesuwając zakresy drgań o zbyt dużej amplitudzie poza zakres roboczych prędkości obrotowych silnika lub, jeśli nie jest to możliwe, wprowadzając urządzenia tłumiące drgania.

Podstawowym źródłem drgań w silniku tłokowym jest okresowa zmienność momentu obrotowego, będąca rezultatem zmiennych w czasie sił gazowych działających na tłoki i sił bezwładności mas znajdujących się w ruchu posuwisto-zwrotnym. Przebieg momentu obrotowego dla pojedynczego cylindra w zależności od kąta obrotu wału korbowego trudno jest opisać analitycznie. Zwykle dokonuje się przybliżenia za pomocą trygonometrycznego szeregu Fouriera w powszechnie znanej postaci:

$$M_o(a) = M_{osr} + \sum_{k=1}^n M_{wk} \cdot \sin(k \cdot a + \delta) \quad (1)$$

gdzie:

- a — kąt obrotu wału korbowego,
- M_{osr} — średnia wartość momentu obrotowego,
- M_{wk} — amplituda momentu obrotowego harmonicznej rzędu k ,
- δ — przesunięcie fazy harmonicznej rzędu k ,
- k — rząd harmonicznej.



Rys. 1. Zależność amplitud momentu obrotowego od rzędu harmonicznych

Przybliżenie to umożliwia zastąpienie krzywej momentu obrotowego szeregiem sinusoid o różnych okresach i przesunięciach fazowych. Również amplitudy M_k momentu obrotowego poszczególnych harmonicznych nie są jednakowe. Ilustruje to rys. 1, na którym przedstawiono wartości amplitud M_k odniesione do średniej wartości momentu obrotowego dla kolejnych rzędów harmonicznych jednocylindrowego silnika czterosurowowego. Niektóre harmoniczne mają na tyle małe amplitudy, że nie powodują znaczących przyrostów naprężeń i mogą być pominięte, np. dla $k=2$. W przypadku silników, w których jedno wykorbienie jest obciążone momentem obrotowym od kilku cylindrów, jak np. w silnikach gwiazdowych, pewne harmoniczne sumują się, a inne znoszą się całkowicie. Np. w siedmiocylindrowym silniku gwiazdowym sumują się harmoniczne rzędów 3,5; 7; 10,5 i dalsze będące krotnościami połowy liczby cylindrów, natomiast pozostałe harmoniczne znoszą się. W silnikach rzędowych niektóre harmoniczne mogą znosić się dla całego silnika, lecz mimo to mogą być źródłem rezonansu odcinków wału korbowego.

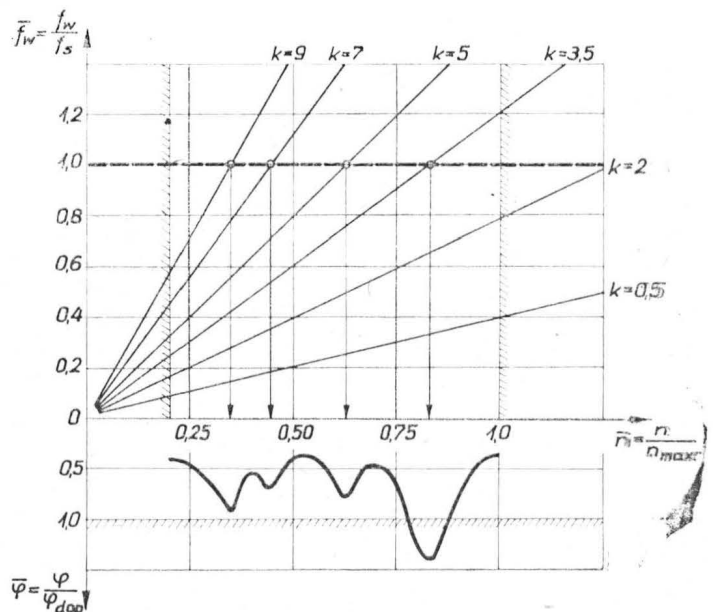
Rezonans drgań wystąpi przy pokryciu się częstości wymuszających i częstości drgań własnych wału korbowego.

Jak wiadomo, rezonans charakteryzuje się zwiększoną amplitudą drgań, w tym przypadku kąta skreślenia wału. Oczywiście nie każdy rezonans drgań wału korbowego jest zagrożeniem dla jego wytrzymałości. Informację o amplitudzie drgań skrętnych w warunkach rezonansu może dać eksperyment bądź obliczenia numeryczne. Na rys. 2 przedstawiono zależność względnych częstości wymuszających \bar{f}_{w} o różnych rzędach harmonicznych od prędkości obrotowej odniesionej do wartości maksymalnej. Na wykresy te naniesiono prostą odpowiadającą wartości częstości drgań własnych układu korbowego \bar{f}_s która w punktach przecięcia z liniami częstości wymuszających wyznacza miejsca rezonansu drgań. Poniżej przedstawiono przykładową zależność względnej amplitudy kąta skreślenia wału odniesionej do wartości dopuszczalnej. Amplituda drgań w miejscach rezonansów wzrasta, przy czym w przedstawionym przykładzie dla harmonicznej rzędu $k=3,5$ przekracza wartość dopuszczalną. Tego rodzaju zjawisko można przesunąć poza zakres roboczych prędkości obrotowych metodą zmiany sztywności lub wielkości mas w zespole drgającym. Niekiedy efekt ten można osiągnąć (na etapie badań prototypowych) przez zmianę kolejności pracy cylindrów (może to dotyczyć tylko silników szeregowych).

Należy również pamiętać, że wymuszenie drgań wału korbowego może nastąpić nie tylko wskutek okresowej zmienności momentu obrotowego, ale również (co jest charakterystyczne dla silników lotniczych) w wyniku drgań łopat śmigła lub zaburzenia ich opływu, czy wskutek niestatecznej pracy sprężarki doładowującej napędzanej mechanicznie od wału silnika. Także całkowite lub częściowe wyłączenie się z pracy jednego z cylindrów (wskutek uszkodzenia obu lub jednej ze świec zapłonowych) może być przyczyną znacznych amplitud drgań wału korbowego.

Jeśli zabiegi konstrukcyjne mają na celu likwidację niebezpiecznych rezonansów drgań i nie przynoszą spodziewanego rezultatu, wówczas celowe staje się zastosowanie w układzie drgającym tłumika, który spełnia rolę urządzenia ograniczającego nadmierne amplitudy drgań w obszarach rezonansowych prędkości obrotowych.

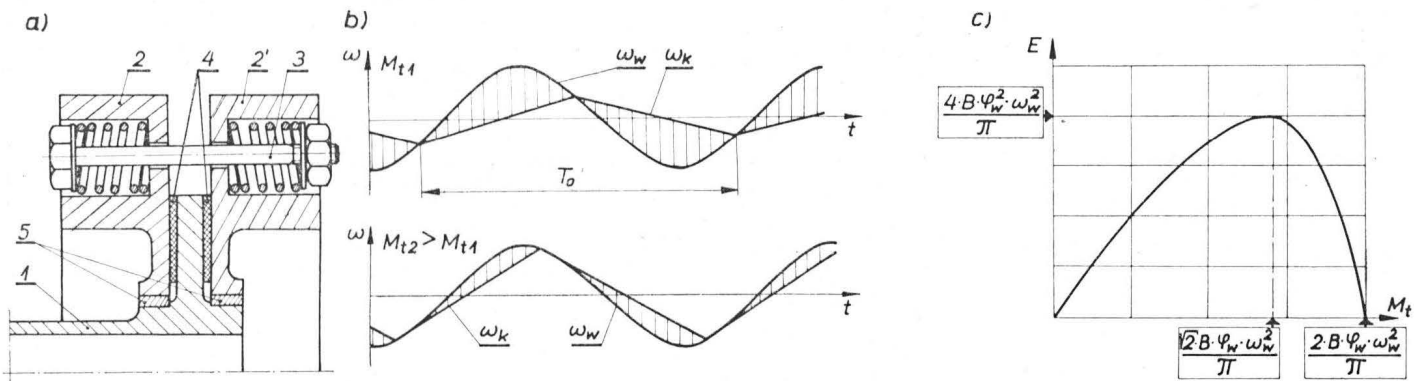
Urządzenia te, ze względu na sposób oddziaływania na zespół (układ) drgający, można podzielić na dwa rodzaje: bez pochłaniania energii ruchu drgającego oraz z częściowym pochłanianiem energii i rozproszeniem jej do otoczenia w postaci ciepła. Oprócz tego tłumiki mogą różnić się sposobem włączenia w układ — włączenie równoległe lub



Rys. 2. Zależność częstości drgań wymuszonych i amplitudy kąta skreślenia wału od prędkości obrotowej

szeregowe. Przy włączeniu równoległym tłumiki spełniają tylko podstawową rolę, tj. urządzeń ograniczających drgania. W przypadku szeregowego włączenia w układ tłumiki muszą spełniać dodatkową funkcję sprzęgła przenoszącego moment obrotowy, dlatego można nazwać je sprzęgłami tłumiaczami.

zynami o regulowanym napięciu. W ruchu ustalonym koła poruszają się wraz z wałem. Jeśli pojawią się drgania wału, a więc ruch obrotowy wału w płaszczyźnie mocowania tłumika będzie niejednostajny, to bezwładność kół zamachowych spowoduje wzajemne przemieszczenia powierzchni trących, umożliwiając częściowe rozproszenie energii drgań.



Rys. 3. Tłumik cierny: a) schemat konstrukcyjny, b) chwilowe prędkości kątowe masy tłumika ω_k i wału korbowego ω_w , c) zależność energii rozpraszanej w tłumiku od momentu tarcia na współpracujących powierzchniach; 1 — wał silnika, 2' — koła zamachowe tłumika, 3 — śruba napinająca, 4 — wkładki cierne, 5 — łożyska ślizgowe

Tłumiki z pochłanianiem energii ruchu drgającego

Konstrukcja tłumików rozpraszających energię ruchu drgającego z zasady sprowadza się do wykonania powierzchni ciernych, które przemieszczając się względnie wskutek ruchu drgającego zamieniają energię tego ruchu na ciepło. W zależności od stanu współpracujących powierzchni mogą to być tłumiki z tarciami suchymi lub tarciami płynnym (wiskotycznym).

Na rys. 3b przedstawiono przebiegi prędkości kątowej drgającego wału ω_w i kół zamachowych ω_k dla różnych wartości momentu tarcia M_t . Chwilowa prędkość kątowa drgającego wału będzie oscylować względem średniej wartości prędkości ruchu obrotowego. Zakładając, że podczas poślizgu na koło zamachowe działa stały moment tarcia, zmiany prędkości kątowej kół zamachowych będą liniowe. Przy stałym występującym poślizgu prędkości te będą zmieniać się w sposób pokazany na górnym wykresie. Jeśli moment tarcia będzie większy (tj. większe napięcie sprężyny), odcinki wykresu będą bardziej strome niż na dolnym wykresie, gdyż przyspieszenia kątowe kół zamachowych będą większe. Przyspieszenia kątowe kół wynosi M_t/B (gdzie: M_t — moment tarcia, B — masowy moment bezwładności kół) i odpowiada tangensowi kąta nachylenia odcinków ω_k na wykresie. Przy odpowiednio dużym napięciu sprężyny odcinki wykresu ω_k będą styczne do krzywej ω_w , co pokazano na dolnym wykresie rys. 3b.

Energia rozproszona w ciągu jednego okresu drgań T_0 wynosi:

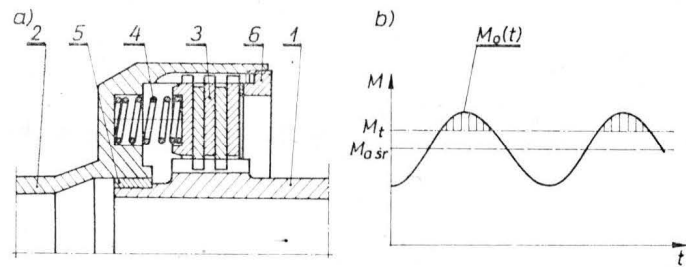
$$E = \int_0^{T_0} M_t(\omega_w - \omega_k) dt \quad (2)$$

co po rozwiązaniu daje wyrażenie [4]:

$$E = 4 \cdot M_t \cdot \varphi_w \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{M_t}{B} \cdot \frac{\pi}{2 \varphi_w \omega_w^2} \right)} \quad (3)$$

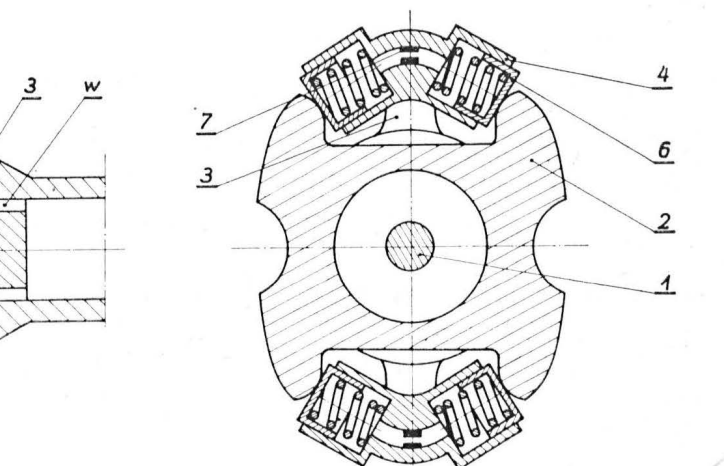
gdzie:

- M_t — moment tarcia,
- φ_w — maksymalna amplituda drgań skrętnych wału ze względu na dopuszczalną wartość naprężeń stycznych w skręcanym wale,
- B — masowy moment bezwładności kół zamachowych,
- ω_w — częstość kołowa drgań wału.



Rys. 5. Sprzęgło ciernie: a) schemat konstrukcyjny, b) wykres zmian chwilowego momentu obrotowego $M_o(t)$, momentu tarcia M_t i średniego momentu obrotowego $M_o sr$; 1 — wał napędowy, 2 — wał wyjściowy, 3 — zespół tarcz ciernych, 4 — sprężyna dociskowa, 5 — łożysko ślizgowe, 6 — śruba regulacyjna

Na rys. 3a przedstawiono schematycznie konstrukcję tłumika tarcowego o równoległym włączeniu w układ. Podobne rozwiązanie konstrukcyjne zastosowano w jednej z wersji silnika Jumo 205 (był to niemiecki silnik lotniczy z zapłonem samoczynnym, o dwunastu tłokach pracujących przeciwobnie w sześciu tulejach cylindrowych). Tłumik ten składa się z dwóch kół zamachowych osadzonych obrotowo na wale. Koła były dociskane do powierzchni ciernych sprę-



Rys. 5. Tłumik hydrauliczny: 1 — wałek skrętny, 2 — wał wyjściowy, 3 — wał korbowy, 4 — cylinder hydrauliczny, 5 — koło zębate przekładni redukcyjnej, 6 — tłok oporowy, 7 — dysza kalibrowana

Zależność rozpraszanej energii od wartości momentu tarcia przedstawiono na rys. 3c. Z wykresu widać, że przy napięciu sprężyn dającym moment tarcia:

$$M_t = \sqrt{2} \frac{B \cdot \varphi_w \cdot \omega_w^2}{\pi} \quad (4)$$

uzyskuje się maksymalną wartość rozproszonej energii. Przy zbyt małym lub zbyt dużym napięciu sprężyn zdolność tłumika do ograniczania nadmiernych amplitud drgań jest niewielka.

Na rys. 4a przedstawiono schemat konstrukcyjny sprzęgła ciernego, które w określonych warunkach może pełnić funkcję elementu tłumiącego drgania. Sprzęgło to składa się z zespołu tarcz pędnych i napędzanych, połączonych wielowypustowo z odpowiednimi częściami wału. Napędzane tarcze są zaciśnięte między tarczami pędnymi, a odpowiedni docisk uzyskuje się za pomocą obwodowo rozmieszczonych sprężyn o regulowanym napięciu (zacisku). Sprzęgła tłumiące opisanego typu stosuje się w napędzie sprzężarek doładujących, wirników nośnych śmigłowców, a także do napędu niektórych agregatów o dużej bezwładności (np. prądnic).

Moment tarcia uzyskiwany na współpracujących powierzchniach powinien być na tyle duży, aby zapewnić niezawodne przekazanie przewidywanej wartości momentu obrotowego. W przypadku wystąpienia drgań wału korbowego wartość momentu obrotowego podlega okresowej zmienności i chwilowym wzrostom ponad wartość przewidywaną. Jeśli maksymalne jego wartości przewyższają wartość momentu tarcia, wówczas następuje poślizg między tarczami i częściowe rozproszenie energii tego ruchu w postaci ciepła. Przypadek taki pokazano na rys. 4b, na którym zakreskowano obszar występowania nadwyżki chwilowego momentu obrotowego. O wielkości rozproszonej energii będzie decydować różnica między chwilowym momentem obrotowym a momentem tarcia oraz wielkość poślizgu.

Opisane sprzęgła mogą spełniać funkcję tłumików drgań w wąskim zakresie prędkości obrotowych. Zwykle można stosować tego typu sprzęgła tłumiące, jeśli rezonans drgań o amplitudach przekraczających wartości dopuszczalne wy-

stępuje w pobliżu prędkości obrotowej maksymalnego momentu. Oprócz tego jest niezbędny wybór wartości tarcia, który powinien nieznacznie przekraczać maksymalną wartość momentu obrotowego w warunkach pracy ustalonej.

Tłumiki cierne charakteryzują się dużą skutecznością tłumienia drgań o różnych częstotliwościach. Mają jednak wady, które ograniczają powszechniejsze ich zastosowanie do tłumienia drgań skrętnych wałów korbowych. Podstawową wadą tłumików tego typu jest względnie szybkie zużywanie się powierzchni współpracujących ciernie. Ponadto konstrukcja tłumika musi zapewniać skuteczne odprowadzenie ciepła wydzielającego się podczas pracy. Istotnym problemem jest również brak stałości współczynnika tarcia w procesie eksploatacji, dlatego po pewnym okresie pracy jego skuteczność może okazać się zbyt małą.

Odrębną grupą tłumików rozpraszających energię drgań są tzw. tłumiki hydrauliczne. Schemat konstrukcyjny takiego tłumika, zastosowanego w silniku Continental Tiara 0-240, przedstawiono na rys. 5. Tłumik ten jest włączony w układ równoległy, gdyż moment obrotowy jest przenoszony za pośrednictwem wałka skrętnego z wału korbowego na wał śmigła. Pomiędzy tymi wałami umieszczono zespół cylindrów hydraulicznych. Jeśli w układzie pojawią się drgania, wówczas będą następować wzajemne przemieszczenia końcówki wału korbowego i końcówki wału śmigła. Ruch ten spowoduje przetłaczanie cieczy między sąsiadującymi komorami cylindrów tłumika przez przewody zaopatrzone w kalibrowane dysze. Energia drgań skrętnych jest wytracana dzięki istnieniu oporów hydraulicznych na drodze przepływu cieczy. Wielkość strat energii można regulować wymiarami i liczbą kalibrowanych dysz przelewowych, a także doбором cieczy o różnych lepkościach.

Przytoczone schematy rozwiązań konstrukcyjnych są jedynie wybranymi przykładami realizacji tłumików rozpraszających energię drgań. Istnieje wiele innych konstrukcji o różnych formach i różnych rodzajach tarcia (wśród nich także „sztucznie” zwiększone tarcie wewnętrzne materiału), wykorzystywanych do rozpraszania energii ruchu drgającego.

Literaturę zamieścimy w cz. II artykułu

PROTOTYPY

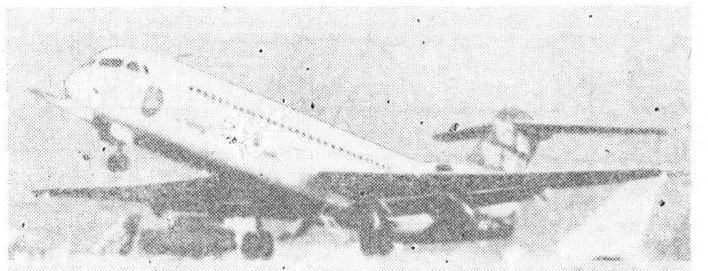
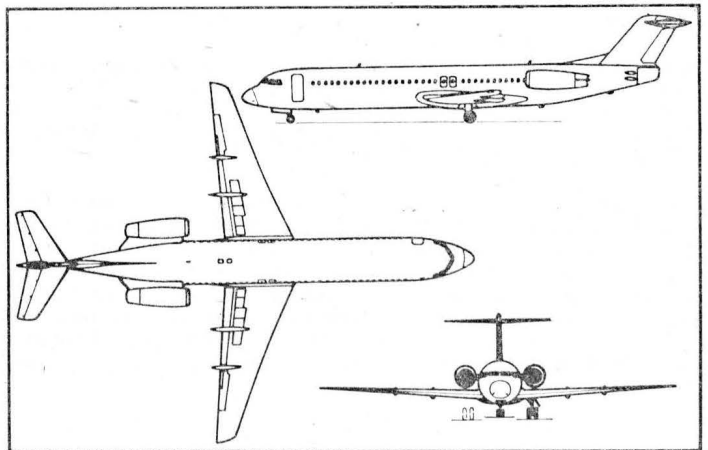
Fokker 100 • Holandia •

Odrzutowy samolot pasażerski na średnie trasy

30 listopada 1986 r. wykonał pierwszy lot prototyp odrzutowego samolotu pasażerskiego na średnie trasy Fokker 100. Jest on rozwinięciem samolotu F-28 Fellowship, a był projektowany równocześnie z turbośmigłowym samolotem pasażerskim na linie lokalne Fokker 50, który z kolei wywodzi się z samolotu F-27 Friendship. Fokker 100 różni się od swego poprzednika przedłużonym kadłubem, w którym mieści się 107 foteli pasażerskich przy podziałce 0,81 m (w porównaniu z 85 fotelami przy podziałce 0,74 m w samolocie F-28), zmodyfikowanym płatem o lepszej aerodynamice i silnikami o większym stosunku natężenia przepływu i mniejszym dzięki temu jednostkowym zużyciu paliwa. Konstrukcja samolotu jest w zasadzie metalowa, z niektórymi elementami płata, kadłuba i usterzenia wykonanymi z laminatu. Napęd stanowią dwa silniki Rolls-Royce Tay 620-15 o stosunku natężeń przepływu ok. 3:1 i ciągu 6160 daN. Pojemność zbiorników paliwa wynosi 13 040 l. W produkcji samolotu będą uczestniczyć również firmy zagraniczne: Shorts (płat), Dowty Rotol (podwozie), Rolls-Royce (silniki), MBB (części kadłuba przed i za płatem z usterzeniem, bez sterów) i Grumman (gondole silnikowe). Fokker będzie wykonywał przednią część kadłuba z kabiną pilotów, środkową część kadłuba i stery oraz będzie przeprowadzał końcowy montaż i oblot samolotów. Do października 1986 r. firma otrzymała 45 zamówień.

Dane techniczne

Rozpiętość	28,08 m
Długość	35,53 m
Wysokość	8,50 m
Powierzchnia nośna	93,50 m ²
Masa własna	23 800 kg
Masa startowa	43 090 kg
Maks. przelotowa liczba Ma	0,75



Pałap praktyczny
Zasięg

10 670 m
2445 km

W.K.

Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (I)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI
Instytut Lotnictwa

Początki działalności Instytutu

W 1926 r. został utworzony — z istniejącej od 1921 r. Wojskowej Centrali Badań Lotniczych — Instytut Badań Technicznych Lotnictwa, którego tradycje konstytuuje Instytut Lotnictwa. W początkowym okresie zadania IBTL sprowadzały się do prób i odbioru sprzętu lotniczego oraz nadzoru nad powstającym przemysłem lotniczym. Po kilku latach pracy, bo już w 1930 r., zakres jego działania został rozszerzony o tematykę naukowo-badawczą. Szczególne wysiłki skierowano na takie kierunki, jak: aerodynamika, mechanika lotu i wytrzymałość. Pod koniec tego roku IBTL zatrudniał 117 pracowników. W sierpniu 1936 r. Instytut zreorganizowano i zmieniono nazwę placówki na Instytut Techniczny Lotnictwa. Utworzono 10 działów i oddziałów, m.in. oddział samolotów z działami badań w locie, uzbrojenia i dywizjonu doświadczalnego, oddziały płatowców, silników i wyposażenia. Prace ITL obejmowały m.in.:

- opracowywanie warunków technicznych na sprzęt lotniczy na podstawie studiów własnych i prac badawczych,
- opracowywanie przepisów budowy sprzętu lotniczego,
- współpraca z przemysłem przy budowie sprzętu lotniczego,
- prowadzenie prac pomiarowo-badawczych samolotów, szybowców, silników, wyposażenia, instalacji, uzbrojenia, materiałów, paliw i olejów,
- wydawanie świadectw (orzeczeń) o dopuszczeniu sprzętu do użytkowania.

Warto i należy wspomnieć o konstrukcjach samolotów, które były poddawane próbom i badaniom w ITL w okresie międzywojennym. Były to m.in.: P-11, PZL-23 Karaś, PZL-37 Łoś, PZL-38 Wilk, PZL-44 Wicher oraz samoloty RWD i PWS. Liczba rocznie badanych prototypów samolotów wahała się od 5 do 8.

Wojna pochłonęła praktycznie cały majątek Instytutu, kadra rozproszyła się po świecie. W 1946 r. Instytut wznowił działalność.

Wznowienie działalności Instytutu po wojnie

Inicjatorami zorganizowania Instytutu po wojnie byli prof. Z. Brzoska i dr K. Szalwiński. W połowie 1945 r. złożono władzom memoriał postulujący powstanie Instytutu. Pierwszymi pracownikami Instytutu Lotnictwa, który mieścił się w Centralnym Zarządzie Przemysłu Zbrojeniowego Ministerstwa Przemysłu i Handlu, byli (poza głównymi inicjatorami) również: Z. Brodzki, J. Łękowski, J. Skonieczny i inni. Mimo trudnych warunków lokalowych, przy ul. Wilczej w CZPZbr., wkrótce zaczął powstawać wstępny projekt tunelu aerodynamicznego, a następnie hamowni silników.

Grupa ta była bardzo prężna i choć Instytut Lotnictwa jeszcze oficjalnie nie istniał, zaczęła liczbowo powiększać

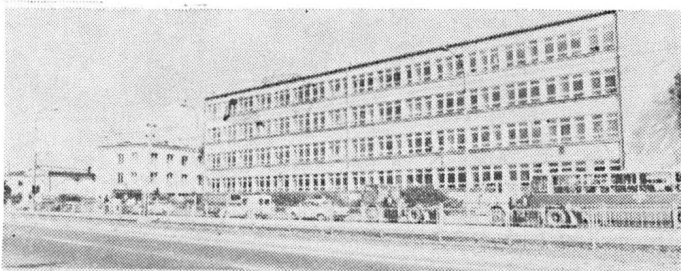
się i dominować w składzie Centralnego Zarządu Przemysłu Zbrojeniowego. Starano się wyszukiwać urządzenia i wyposażenie dla Instytutu. Wiele uwagi poświęcono zbieraniu książek. W młynie w Kłodzku wykryto bibliotekę lotniczą niemieckiego Ministerstwa Lotnictwa, w której były nawet czasopisma angielskie, francuskie i niemieckie z całego okresu wojennego.

W 1945 r. powstał Centralny Zakład Techniczno-Badawczy z instytutami: Lotniczym, Zbrojeniowym, Metaloznawstwa oraz przez krótki czas Broni Pancernej.

Przed przeprowadzką Instytutu Lotnictwa na Okęcie w Ministerstwie Przemysłu i Handlu odbyło się zebranie aktywu lotniczego z przemysłu, komunikacji i wojska. Uczestniczyli w nim pracownicy, którzy przeżyli okupację w kraju lub już powrócili z zagranicy. Zebrani uznali konieczność powstania Instytutu Technicznego Lotnictwa i nakreślili zakres jego działania. Aby stworzyć własną bazę badawczo-pomiarową, rozpoczęto budowę drewnianego tunelu aerodynamicznego na małe prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej 1,5 m. Zbudowano również hamownię silników tłokowych i zorganizowano laboratorium przyrządów pokładowych. Następnie inż. F. Janik (później profesor Politechniki Warszawskiej) opracował dla tunelu samostateczną wagę aerodynamiczną oraz nadzorował projektowanie i budowę dużego poddźwiękowego tunelu aerodynamicznego. Pod tym samym kierownictwem powstał też tunel naddźwiękowy o działaniu nieciągłym.

W latach 1948÷1952 Instytut nosił nazwę: Główny Instytut Lotnictwa. W 1952 r. zmieniono nazwę na Instytut Lotnictwa i obowiązuje ona do dziś. Przy Instytucie działała Rada Naukowa, będąca organem doradczym i opiniotwórczym w zakresie prac naukowo-badawczych oraz nadzorującym poziom naukowy działalności Instytutu. W latach 1952÷1954 w Instytucie powstały dwa biura płatowcowe pod kierunkiem prof. F. Misztala i doc. inż. T. Sołtyka (obecnie profesora), biuro śmigłowcowe inż. B. Żurawskiego oraz silnikowe mgr inż. W. Narkiewicza. Zorganizowano też grupę technologiczną do opracowywania i wykonywania prototypów oraz warsztat prototypowy. Przyjęta koncepcja realizowania przez Instytut prac w pełnym cyklu rozwojowym, przy jednoczesnym niezajmowaniu się produkcją bieżącą, pozwoliła skierować główny wysiłek na tworzenie nowych konstrukcji lotniczych, aby w krótkim czasie można było zaspokoić rosące potrzeby kraju oraz nadrobić opóźnienia w stosunku do poziomu światowego, które zostały spowodowane okresem wojny i okupacji niemieckiej.

Odbudowa i rozbudowa przemysłu lotniczego PRL po wojnie była możliwa dzięki pomocy radzieckiej. ZSRR dostarczył potrzebne materiały, wyposażenie, obrabiarki i dokumentację licencyjnego sprzętu lotniczego oraz skierował do Polski doradców. Instytut Lotnictwa pomagał przemysłowi w uruchomieniu licencyjnych samolotów Po-2 i silników do nich, a następnie odrzutowych samolotów bojowych typu MiG i śmigłowców SM-1; korzystał też



Rys. 1. Budynki Instytutu od strony al. Krakowskiej w Warszawie



Rys. 2. Próby w locie samolotu TS-11 Iskra

z konsultacji Centralnego Instytutu Silników Lotniczych (CIAM) przy projektowaniu odrzutowego silnika SO-1.

Do podstawowych zadań Instytutu Lotnictwa należało prowadzenie prac naukowo-badawczych, usługowo-badawczych oraz innych objętych programem gospodarki narodowej w branżach grupujących lotnictwo i dziedziny pokrewne.

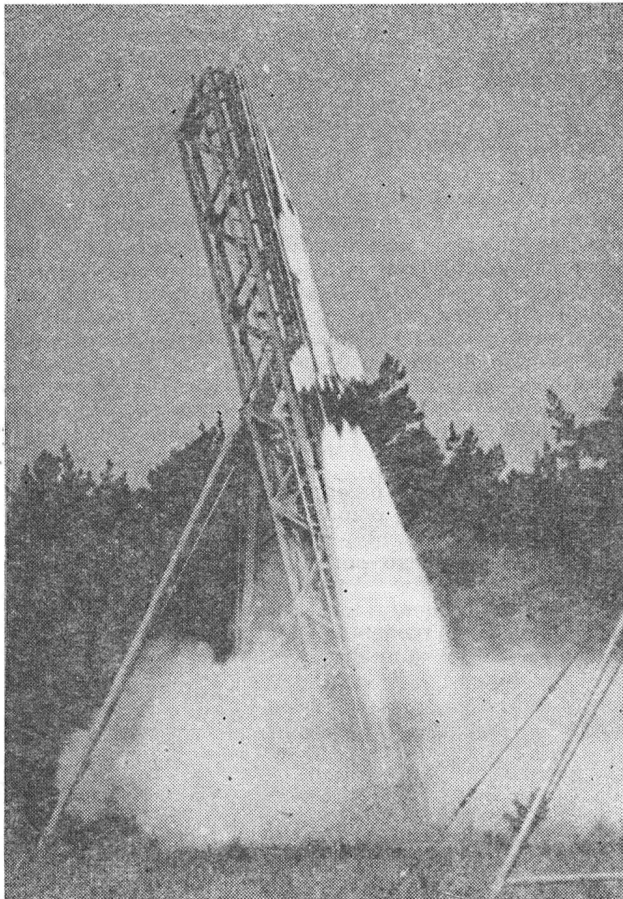


Rys. 3. Hamownia latająca, na której był badany w locie silnik SO-1 widoczny pod kadłubem samolotu

Rola i znaczenie Instytutu Lotnictwa w przemyśle lotniczym i silnikowym

Lotnictwo musi opierać się na wynikach prac o najwyższym, możliwym w danym okresie, poziomie wiedzy, zwłaszcza w takich dziedzinach, jak: aerodynamika, gazotermodynamika, wytrzymałość konstrukcji, materiały, technologia wytwarzania. Konstrukcje lotnicze wymagają ciągłego doskonalenia tak wiedzy teoretycznej, jak i prac badawczych. Jest to podstawowy warunek istnienia i rozwoju techniki lotniczej. Aby móc z tych podstaw korzystać, niezbędne jest stworzenie zwartego systemu, którego zasadniczymi elementami są: środki produkcji, zakładowe zaplecze techniczne, biura konstrukcyjne, placówki naukowo-badawcze i ośrodki szkolące kadry. O skuteczności działania takiego systemu w tak złożonej problematyce, jak lotnictwo, decyduje właściwe sterowanie nim, oparte na jasnym, rzeczowym ustaleniu wzajemnych zależności i oddziaływaniu na siebie wymienionych elementów.

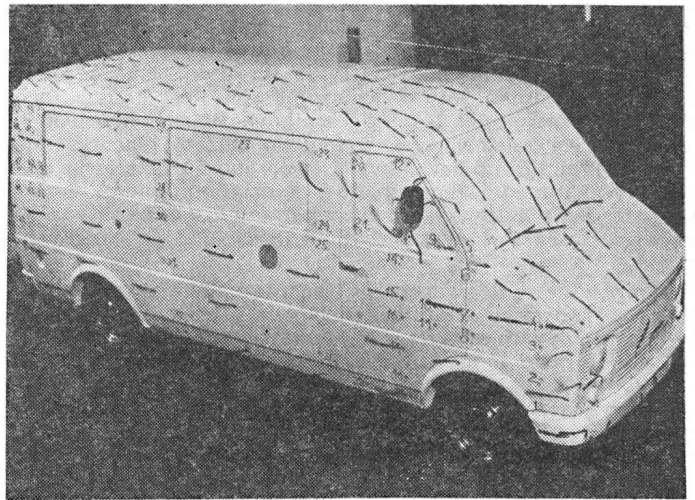
W branży lotniczej najszybciej rozwinęły się środki produkcji — wytwórnie lotnicze. Stało się to już na początku lat pięćdziesiątych dzięki uruchomieniu w Polsce nowoczesnej produkcji lotniczej na podstawie do-



Rys. 4. Start rakiety meteorologicznej Meteor-2 wspomagany dwoma silnikami startowymi

kumentacji otrzymanej z ZSRR. Były to, jak już wspomniano, samoloty MiG, silniki do nich i osprzęt. W następnych latach, aż do chwili obecnej, podstawowa produkcja lotnicza nadal opierała się na licencjach ZSRR. Nie sprzyjało to rozwojowi technicznego zaplecza zakładowego, którego celem byłyby własne prace rozwojowe, ponieważ zakłady miały zapewnioną produkcję. Natomiast stosunkowo szybko rozwijał się IL, który od początku pełnił rolę centralnego zaplecza naukowo-badawczego, odpowiadającego (zwłaszcza w pierwszym okresie rozbudowy przemysłu lotniczego) za jakość produkcji.

W początkowym okresie rozwoju IL grupował także zespoły konstruktorów płatowców, którzy opracowali tu pierwsze po wojnie, wdrożone do produkcji, polskie samoloty, takie jak Junak-3 i Bies. Jednocześnie IL pomagał przemysłowi w rozwoju przyzakładowych laboratoriów, wdrażał w nich metody badań, tak że mogły one następnie przejąć większość prac nad kontrolą jakości produkowanego sprzętu lotniczego. IL mógł wtedy zająć się pracami naukowo-badawczymi o charakterze bardziej ogólnym, stać się bazą naukowo-badawczą branży. Podejmował również zupełnie nowe, nie znane jeszcze w kraju problemy techniczne i naukowe.



Rys. 5. Wizualizacja opływu modelu samochodu dostawczego w próbach tunelowych

Od II połowy lat pięćdziesiątych do końca lat sześćdziesiątych w Instytucie zajmowano się silnikami raketowymi na paliwo stałe, przeznaczonymi do celów specjalnych. Prace w tej dziedzinie (obok problemów związanych z procesami spalania, tj. zagadnieniami zapłonu paliwa stałego, statecznego spalania ładunków o różnym kształcie wykonanych z różnych paliw, wpływu przyspieszeń na proces spalania itp.) wymagały rozwiązania również innych problemów, jak np. izolacji termicznej, materiałów odpornych na działanie wysokich temperatur i erozję strumienia gazów o wysokiej temperaturze, zastosowanie konstrukcji cienkościennych wysoko obciążonych pod względem gazodynamicznym i wytrzymałościowym. Wynikiem wielu prób było skonstruowanie i przebadanie udanych konstrukcji silników raketowych o ciągu od 10 daN do kilku tysięcy daN. Dwa z nich, jeden o ciągu ok. 1400 daN, drugi o ciągu 2400 daN i czasie spalania 18 s, zastosowano do napędu rakiet meteorologicznych Meteor-1 o pułapie ok. 40 000 m i Meteor-2 o pułapie 105 000 m. Skonstruowano także kilka silników przeznaczonych do napędu tzw. hamowni latających, których drugi stopień stanowił nadźwiękowy silnik strumieniowy.

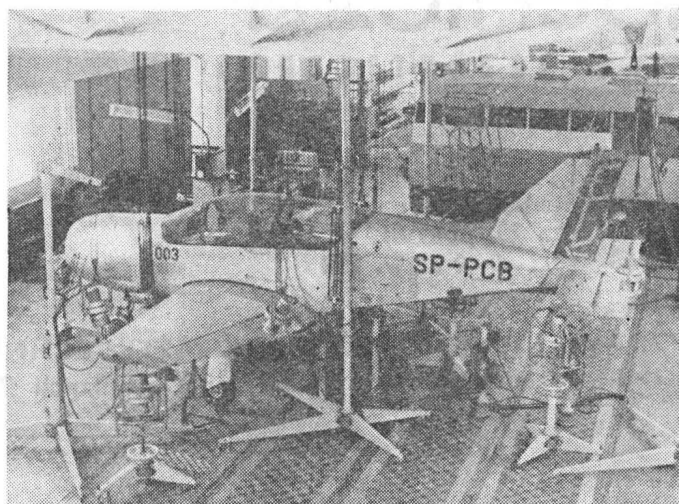
W tym samym czasie opracowano i wdrożono do produkcji pierwszy w kraju silnik turbinowy SO-1 o ciągu 1000 daN z przeznaczeniem do napędu samolotu szkolno-treningowego TS-11 Iskra, którego projekt wstępny powstał również w Instytucie.

Po 1970 r. w przemyśle lotniczym zaczęto opracowywać nowe własne konstrukcje. IL pełnił rolę koordynatora działań związanych z węzłowymi problemami polskiej techniki. Można uważać, że zaistniały już nieźle rozwinięte elementy systemu koordynacji. Była już stosunkowo duża baza produkcyjna mająca w wielu przypadkach dobre zaplecze techniczne (zwłaszcza technologiczne), istniały dobrze zorganizowane OBR, ZBR i ZD w WSK-Mielec, WSK-Świdnik, w WSK-Rzeszów i WSK-Okęcie, jak również stosunkowo mocne centralne zaplecze naukowo-ba-

dawcze (tzn. IL), pełniące przez trzy 5-latkę rolę koordynatora prac zaplecza technicznego branży lotniczej i silnikowej. Działo się to w czasie opracowywania nowych wyrobów, które miały być podstawą produkcji przez co najmniej 10 lat. Biorąc pod uwagę osiągnięte już wyniki prac, można mieć nadzieję, że system branży lotniczej będzie funkcjonował coraz lepiej. Kadra specjalistów lotniczych kształci się na poziomie wyższym w dwu politechnikach: Warszawskiej i Rzeszowskiej, a na poziomie średnim w kilkunastu technikumach i szkołach przyzakładowych. Branża lotnicza, pozornie bardzo specjalistyczna, opiera się na problematyce ogólnotechnicznej, dlatego też czerpie kadry także z innych ośrodków szkolenia, zwłaszcza o specjalności mechanicznej, elektronicznej i technologicznej.

Następnym czynnikiem decydującym o efektywności działania tego systemu jest właściwy wybór zadań. Istotną rolę odgrywa tu IL jako zaplecze naukowo-badawcze, grupujące zespoły wybitnych fachowców i dysponujące największą liczbą informacji ze wszystkich dziedzin problematyki lotniczej i silników wysokoprężnych. Ze względu na stale rosnące (z reguły bardzo duże) koszty nowych opracowań bardzo ważne było ustalenie, jakie samoloty i śmigłowce, napędy, osprzęt i wyposażenie lotnicze powinny być opracowywane i produkowane. Technika lotnicza nie była dziedziną zamkniętą, oderwaną od innych. Ze względu na swą unikatową bazę laboratoryjną IL w niektórych zagadnieniach był i jest główną jednostką badawczą

w kraju, np. w aerodynamice przemysłowej. Drugą taką dziedziną są próby rezonansowe konstrukcji.



Rys. 7. Samolot PZL-130 Orlik w czasie prób rezonansowych w Instytucie
Fot. ILot. W. Garbarczyk

NOWOŚCI TECHNICZNE

Prace firmy Aeritalia w dziedzinie techniki STOL

Specjaliści z oddziału samolotów bojowych włoskiej firmy Aeritalia (Turyn) uważają, że w związku z rozwojem środków niszczenia pasów startowych samoloty wojskowe o konwencjonalnych właściwościach startu i lądowania staną się już na początku XXI w. mało przydatne. Opierając się na tych przewidywaniach przystąpili oni do opracowania nowej koncepcji skrócenia startu i lądowania będącej połączeniem techniki nadmuchu płata, efektu wymuszonego przez silnikowe strumienie wylotowe wtórnego przepływu powietrza oraz zjawiska Coandy, tj. tendencji strumienia powietrza do „przyklejania” się do wychylonej kłapy skrzydła. Odpowiednie skojarzenie tych trzech elementów może zapewnić wzrost udźwigu albo zasięgu samolotu o ok. 30% w porównaniu z samolotem o tej samej długości startu mającym tylko nadmuch kłap. Prace znajdują się obecnie w stadium badań modelowych, których celem jest optymalizacja długości startu, udźwigu, uzbrojenia, zasięgu i zwrotności samolotu. Nowa koncepcja STOL ma znaleźć zastosowanie w przyszłych generacjach samolotów myśliwskich i szturmowych. Bierze się pod uwagę możliwości bazowania samolotów tego typu na nowym włoskim lotniskowcu — przeznaczonym obecnie dla śmigłowców — Giuseppe Garibaldi o wyporności 13 000 t.

W.K.

Zabezpieczenie samolotu przed korkociągiem

Ocenia się, że w lotnictwie sportowym ok. 30% wypadków śmiertelnych jest powodowanych korkociągiem wskutek przeciągnięcia samolotu w krytycznych fazach lotu, przede wszystkim w czasie startu i lądowania, ale także w zakrętach na małej wysokości lotu przy dużym przechyleniu samolotu. Już od wielu lat NASA pracuje nad sposobami zabezpieczenia małych samolotów przed korkociągiem. Badania prowadzone w Langley Research Center i Ames Research Center wykazały, że oderwanie strumienia przy przeciągnięciu samolotu zaczyna się przeważnie na tylnej górnej części przejścia skrzydło-kadłub i rozprzestrzenia się następnie do przodu i ku końcom płata. Stwierdzono, że wystarczą stosunkowo nieduże zmiany w ukształtowaniu krawędzi natarcia płata, aby znacznie zmniejszyć niebezpie-

czeństwo wpadnięcia samolotu w korkociąg. Modyfikacja płata polega na zastosowaniu na krawędzi natarcia zewnętrznej części skrzydła nakładki o grubości 5 cm, której szerokość wynosi 15 cm na górnej jego powierzchni i 45 cm na dolnej powierzchni. Nakładki są tak ukształtowane, że nadają krawędzi natarcia lekkie odgięcie do dołu i większe zaokrąglenie. Nakładki powodują tworzenie się niewielkiego zawirowania, które zapobiega rozprzestrzenianiu się oderwania na końcowej części płata. Odgięcie do dołu krawędzi natarcia również przyczynia się do utrzymania „zdrowego” opływu tych części płata.

Nakładki wypróbowano na trzech typach samolotów sportowych (m.in. na samolocie Piper PA-28), których prędkość przelotowa zmniejszyła się tylko o ok. 4 km/h. Stwierdzono, że dopiero przy kącie natarcia 18° występuje początek spokojnego oderwania, a do przeciągnięcia samolotu potrzebne są kąty większe od 35°. W czasie 20 prób tylko raz udało się wywołać korkociąg, przy czym samolot był nieprawidłowo załadowany, a pilot sterował nim w sposób gwałtowny.

W.K.

Rakietowy silnik strumieniowy

Ford Aerospace and Communications Corp. i United Technologies Corp. opracowują rakietowy silnik strumieniowy przeznaczony do napędu pocisków ziemia — powietrze. Nowa koncepcja silnika polega na wykorzystaniu powietrza sprężonego w dyfuzorze wlotowym jako utleniacza paliwa stałego silnika rakietowego, wobec czego silnik taki może być uważany za silnik strumieniowy na paliwo stałe, w odróżnieniu od silnika rakietowo-strumieniowego, w którym silnik rakietowy stanowi praktycznie niezależny zespół zabudowany w kanale silnika strumieniowego zasilanego w sposób konwencjonalny paliwem ciekłym.

Rakietowy silnik strumieniowy ma 4- do 5-krotnie większy impuls niż tradycyjny silnik rakietowy na paliwo stałe, jednak osiąga się to kosztem zwiększonego oporu aerodynamicznego pocisku i większą złożonością konstrukcji. Nowy napęd zapewnia poza tym 2-krotne zwiększenie zasięgu i o ponad 30% większą prędkość przelotową ($Ma = 2,5$) pocisku.

Przeprowadzone zostały tunelowe badania silnika w naddźwiękowym tunelu 1,2 × 1,2 m firmy Vought Corp., przy czym wykorzystano pocisk naturalnej wielkości Ford Chaparral, zaopatrując go we wlot o zewnętrznym sprężaniu i o stałej geometrii. Rozpoczęcie badań w locie przewidziane jest na 1987 r.

W.K.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Słabe strony polskiego przemysłu lotniczego	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja motoszybowców na świecie	3
J. Błaszczyk: Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury	4
PROJEKTY: British Aerospace EAP	10
„Rozwiązanie” sprawy Dorval-Mirabel	10
KARTOTEKA TLiA: Avtek 400	11
Tupolew Tu-22M	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Sport lotniczy (terrains francuskie) (I)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Ciśnienie na wlocie do gaźnika i wydatki paliwa instalacji paliwowych samolotów lekkich (I)	16
M. Łagosz, S. Szczeciński: Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (I)	18
PROTOTYPY: Fokker 100	20
J. Grzegorzewski: Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (I) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
NOWOŚCI TECHNICZNE: Prace firmy Aeritalia w dziedzinie techniki STOL; Zabezpieczenie samolotu przed korkociągami; Rakiety silnik strumieniowy	23
Prof. mgr inż. Leszek Duleba 1907÷1987 (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	II okt.
Na okładce: Samoloty myśliwskie Fokker EV (DVIII) por. Stefana Steca 001 nr 187/18 i 002 nr 193/18 — rys. K. Cieślak	

BŁASZCZYK J.: Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury. TLiA, t. XLII, 1987, nr 7, s. 4

Przedstawiono wyniki analizy numerycznej drgań własnych sprężystego samolotu na podstawie bryłowo-bełkowego modelu zaproponowanego w [10]. Opracowano algorytm obliczeń i zredagowano program w języku ALGOL na EMC ODRA-1305. Podano wyniki obliczeń widma drgań dla konstrukcji hipotetycznej i rzeczywistej. W przypadku rzeczywistego samolotu otrzymane wyniki porównano z rezultatami pomiarów rezonansowych [11].

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (I). TLiA, t. XLII, 1987, nr 7, s. 18

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

Grzegorzewski J.: Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (I). TLiA, t. XLII, 1987, nr 7, 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

BŁASZCZYK J.: Numerical analysis of symmetrical free vibrations of an aeroplane, with taking into account the structure deformability. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 7, p. 4

Results of numerical analysis of free vibrations of an elastic aeroplane structure, based on a body-and-beam type model which was proposed in [10], have been presented. Calculation algorithm has been worked out and the appropriate program on the ODRA-1305 computer has been edited in the ALGOL language. Vibration spectra calculated for a hypothetical and an actually existing structures have been given. For the actual aircraft, the analysis results have been compared with results of resonance measurements [11].

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Crankshaft torsion damping in aircraft piston engines (I). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 7, p. 18

Types of torsion dampers for aircraft piston engine crankshaft assemblies have been presented. Basic design features, dynamic characteristics and applications examples of the dampers have been described. A possibility of dynamic effect of airscrew blades on the crankshaft torsional vibrations has been pointed out.

GRZEGORZEWSKI J.: Aeronautical Institute — 60 years of service Polish wings and national economy (I). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 7, p. 21

History of the Aeronautical Institute has been outlined in this article. Role of the Institute played in Polish aircraft industry after the World War II, scope and nature of Institute's work, Institute's equipment and achievements in the years 1945÷1986, have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

BŁASZCZYK J.: Numerische Analyse der Eigenschwingungen eines Flugzeuges unter Berücksichtigung der Strukturformänderung. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 7, S. 4

Es werden Ergebnisse der numerischen Analyse der Eigenschwingungen eines elastischen Flugzeuges auf Grund eines in [10] vorgeschlagenen Körper und stabförmen Modells dargestellt. Dazu wurde der Berechnungsalgorithmus und das Programm in der ALGOL-Sprache für die Rechenmaschine EMC-ODRA 1305 ermittelt. Es wer-

cd. na III okt.



WYDAWNICTWO

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

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. Grzegorzecyk, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-przew.), mgr inż. F. Gutdz, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostka, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michałewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Miłkiewicz, 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. 6391-1300/87. Nakład 6450 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-98. Cena pojedynczego egzemplarza zł 130.—
Prenumerata roczna zł 1560.—

cd. z II okł.

Profesora w codziennej Jego działalności. Jego stanowisko wobec studenta przy pierwszych spotkaniach przy desce, zwykle zabarwione charakterystycznym sceptycyzmem, szybko nabierało cech partnerskich jeśli tylko młody człowiek udowodnił, że działa z zamiłowaniem i chce się czegoś nauczyć. Szybko odkrywał predyspozycje kandydata na inżyniera i klasyfikował jego możliwości jako „konstruktora” bądź „obliczeniowca” — sugerując mu dalszą działalność zgodną z jego zdolnościami.

Prowadził prace dyplomowe ponad 150 przyszłych inżynierów, prace przejściowe u Profesora wykonało ponad 50 osób. Jego praca wyrabiająca u tych ludzi umiejętności inżynierskiego działania procentuje na co dzień w naszym lotnictwie i wszędzie tam, gdzie pracują Jego uczniowie.

Niestety ta działalność Profesora została poważnie zakłócona podczas próby likwidacji polskiego przemysłu lotniczego w latach 1968–1970. Reperkusje tych decyzji doprowadziły w 1970 r. do rozbitcia na okres ok. 1 semestru zespołu ludzi zaangażowanych w Katedrze Budowy Samolotów. Zniknął wyraz „lotnictwo” z nazwy Wydziału, który przyjął nazwę: Wydział Mechaniczny Energetyki Ciepłej. Kadry dla lotnictwa kształcono niejako w ukryciu, pod pozorem dokończenia już rozpoczętych programów nauczania.

Ostatnim dziełem Profesora w dziedzinie konstrukcji samolotów był MD-12 (opracowany pod kierunkiem Jego i prof. dr. inż. F. Misztala samolot transportowy o masie handlowej 1500 kg). Prace rozpoczęte w 1955 r. w Instytucie Lotnictwa, dokąd Profesor przeniósł się z WSK-Okęcie, były kontynuowane w WSK-Okęcie od 1 stycznia 1957 r. po kolejnej reorganizacji. Obserwując Profesora w trakcie np. prób statycznych tego samolotu widać było ogromne zaangażowanie i wiedzę, które umożliwiały natychmiast po zakończonej próbie podejmowanie decyzji o niezbędnych modyfikacjach. Niestety i ten projekt nie doczekał się seryjnej produkcji. Skutki tego odczuwamy do dziś, gdyż był to samolot, który wyprodukowany w dużej serii mógłby zmienić całkowicie sieć i częstość połączeń krajowych linii PLL LOT od połowy lat sześćdziesiątych do dzisiaj.

W 1961 r. Profesor zakończył działalność zawodową w WSK-Okęcie, do 1963 r. pozostał tam na stanowisku konsultanta. W 1970 i 1972 konsultował projekt samolotu rolniczego w WSK-Mielec. Jednocześnie udzielał się w Radzie Naukowej Instytutu Lotnictwa (od 1967 r. do 1974 r.) i w Radzie Naukowo-Technicznej Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego WSK PZL-Mielec (od 1972 r. do 1975 r.).

Był ostatnim dziekanem Wydziału Lotni-

czego PW (od 1960 r. do 1961 r.). Po połączeniu Wydziału Mechaniczno-Konstrukcyjnego z Lotniczym został jednym z prodziekanów na nowym Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa (MEiL) (1961–1969 r.). Był kierownikiem Zakładu Technologii Katedry Budowy Samolotów (od 1961 r. do 1970 r.), po powstaniu Instytutu Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki został jego dyrektorem (od 1972 do 1973 r.). Po odejściu prof. dr. inż. F. Misztala na emeryturę, został kierownikiem Zakładu Samolotów i Śmigłowców (dawną Katedrą Budowy Samolotów).

W latach 1973–1975 był członkiem Senatu PW, w latach 1965–1969 rzecznikiem Odwoławczej Komisji Dyscyplinarnej dla Studentów, był członkiem trzech Komisji Senackich (lokalowej w 1957 r., gospodarczej w 1961 r. i konkursowej stypendiów naukowych w latach 1969–1972). W 1975 r. został członkiem Rady ds. Młodzieży Wydziału MEiL.

W czasie pracy na Politechnice Profesor kierował zespołem naukowo-badawczym konstrukcji kompozytowych, który wykonał wiele prac dla przemysłu: opracowanie wskazań dotyczących konstrukcji i wytrzymałości wodolotu, przebadanie właściwości mechanicznych kompozytów szklano-epoksydowych i opracowanie metod ich wytwarzania, wskazania dotyczące konstrukcji dźwigar kompozytowego skrzydła szybowca, konstrukcja i technologia śmigła z kompozytu, wskazania dotyczące konstrukcji i badania trwałości zmęczeniowej okucia dźwigara szybowca.

Profesor wielokrotnie prowadził wykłady pt.: Konstrukcja samolotów, Samoloty specjalne, Podstawy budowy samolotów. Od powstania do 1965 r. był opiekunem Studentkiego Koła Naukowego Lotników przy Wydziale MEiL, wieloletnim opiekunem studentów specjalności „samoloty i śmigłowce” (od 1950 r. do 1976 r.), praktyk kursowych i dyplomowych, cztery razy był opiekunem naukowym wypraw studenckich na Paryski Salon Lotniczy.

W 1955 r. wydał skrypt „Budowa samolotów”, a w czasie pobytu w Turcji, w 1941 r. „Wytrzymałość konstrukcji lotniczych” (skrypt po francusku dla Politechniki w Stambule).

W latach 1956–1976 opublikował 9 artykułów zawierających wyniki rozwiązań na tematy wynikające głównie z Jego działalności konstrukcyjnej i badawczej. Trzykrotnie opracowywał hasła lotnicze do: Encyklopedii PWNT w 1957 r., Leksykonu PWN w 1970 r. i Małej Encyklopedii Powszechnej PWN w 1971 r. Wygłosił 6 referatów na konferencjach i kongresach krajowych i zagranicznych.

Profesor działał społecznie w stowarzyszeniach zawodowych od 1932 r. jako czło-

nek Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (w latach 1937 i 1938 jako sekretarz Zarządu, w 1939 r. jako członek Komisji Rewizyjnej) i w latach 1947–1960 jako członek Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Od 1976 r. był wiceprzewodniczącym Rady Seniorów Lotnictwa Aeroklubu PRL. Pracował społecznie w Radzie Nadzorczej Spółdzielni Budowlano-Mieszkaniowej „Politechnika”. Do 1986 r. był przez wiele lat przewodniczącym Rady Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Bardzo lubił latać. Niestety wada wzroku i ciągły brak czasu nie pozwoliły Mu osiągnąć wyższych klas wykształcenia (był pilotem szybowcowym podkategorii C z ukończonym kursem holu).

Był zamiłowanym turystą. Związał się ściśle z grupą wycieczkową dr. Mieczysława Orłowicza, najpierw jako uczestnik, a później jako przewodnik licznych wypraw turystycznych tej grupy.

W czasie swojej wieloletniej pracy w szkolnictwie wyższym prof. L. Dułęba za działalność dydaktyczną i naukowo-badawczą otrzymał trzy nagrody ministra (w tym jedną zespołową) i pięć nagród rektorskich.

Otrzymał wiele wyróżnień (odznak i dyplomów) za swoją pracę zawodową i społeczną w szkolnictwie wyższym, przemysle lotniczym i spółdzielczości mieszkaniowej, w październiku 1986 r. wyróżnienie SL STMP „Skrzydła Puławskiego”. Był odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi w lipcu 1957 r., Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski w październiku 1973 r. i innymi odznaczeniami.

Po przejściu na emeryturę (w 1977 r.) uczestniczył nadal w pracach Zakładu Samolotów i Śmigłowców. Prowadził prace dyplomowe, był często koreferentem prac dyplomowych prowadzonych przez Jego następców. Szczególnie interesował się pracami grupy młodych inżynierów tworzących szybowce z kompozytu szklano-epoksydowego, działających w przeobrażonym dawnym Jego zespole naukowo-badawczym. Był konsultantem konstrukcji ultralekkiego szybowca jednomiejscowego ULS-PW, konsultantem i weryfikatorem obliczeń szybowca PW-2 Gapa. Za tę ostatnią konstrukcję zespół pracowników wspólnie z Profesorem został uhonorowany nagrodą zespołową ministra II stopnia w 1986 r. Konsultował projekt, metody obliczeniowe i weryfikował obliczenia gołeni sprężystej do samolotu PZL-105 Wilga 88. Lecz zabrakło już czasu na wykończenie prac.

Zmarł w szpitalu 17 lutego 1987 r. Został pochowany na Powązkach w Warszawie. Odszedł Wychowawca i Nauczyciel, którego rzetelność, wiedza i skromność będą wzorem dla Jego następców.

W. Błażewicz

cd. ze s. 24

den die Berechnungsergebnisse des Schwingungsspektrums für eine hypothetische und wirkliche Konstruktion angeführt. Für das wirkliche Flugzeug werden die ermittelten Ergebnisse mit dem Resultat der Resonanzmessungen [1] verglichen.

ŁAGOSZ M., SZCZECIŃSKI S.: Dämpfung der Drehschwingungen bei Kurbelwellen für Kolben-Flugmotore (I). TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 7, S. 18

Es werden Typen, grundsätzliche Konstruktionsmerkmale, dynamische Eigenschaften und Anwendungsbeispiele von Drehschwingungs-Dämpfern für Kurbelordnungen bei Kolben-Flugmotoren dargestellt. Außerdem wird auf die Möglichkeit einer dynamischen Einwirkung der Luftschraubenblätter auf die Kurbelordnung des Motors hingewiesen.

GRZEGORZEWSKI J.: Das Institut für Luftfahrtwesen — 60 Jahre im Dienst der

polnischen Luftfahrt und der nationalen Wirtschaft (I). TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 7, S. 21

In dem Aufsatz wird ein Grundriss der Geschichte des Instituts für Luftfahrtwesen dargestellt. 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 den Jahren 1945–1986 erörtert.

СОДЕРЖАНИЕ

БЛАЩИК Я.: Цифровой анализ симметрических собственных колебаний самолета с учетом деформации структуры. TLiA, т. 42, 1987 г., № 7, с. 4

Описываются результаты цифрового анализа собственных колебаний упругого самолета, на основе модели, состоящей из балок и сосредоточенных масс. Разработан алгоритм расчетов и написана программа на ЭЦВМ Одра—1305. Даны результаты расче-

тов спектра колебаний для гипотетической и реальной конструкции. Для существующего самолета приводится сравнение результатов с резонансными измерениями.

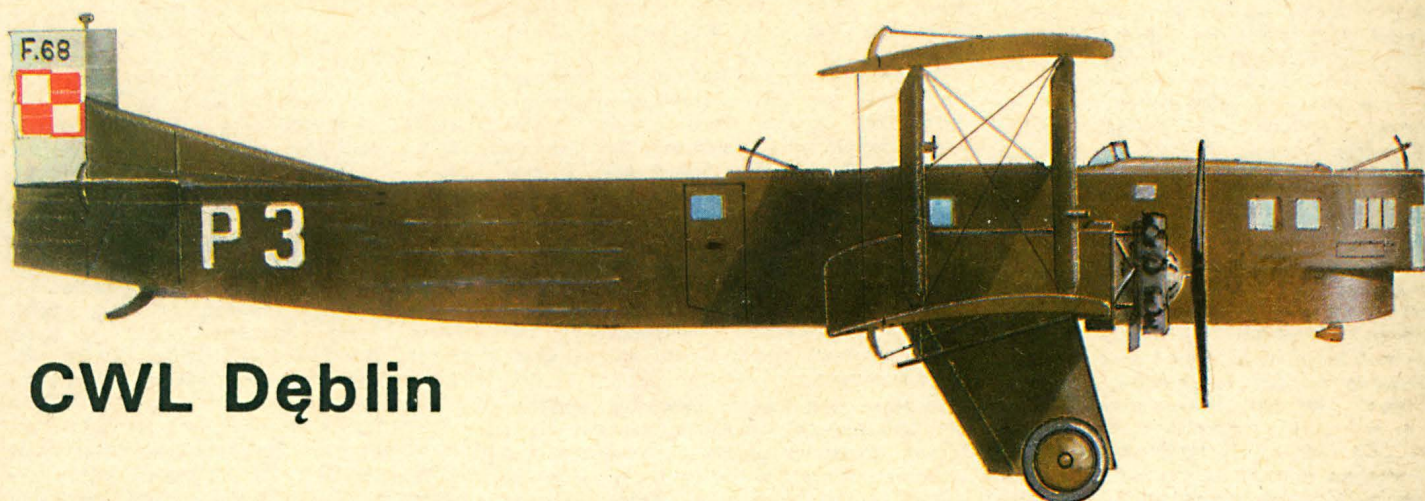
ЛАГОШ М., ШЕЦИНЬСКИ С.: Демпфирование крутильных колебаний коленчатых валов авиационных поршневых двигателей (I ч.) TLiA, т. 42, 1987 г., № 7, с. 18

Описаны типы демпферов крутильных колебаний авиационных поршневых двигателей, указаны их основные конструктивные отличия и динамические свойства, даны примеры применения. Обращается внимание на возможность динамического воздействия лопастей винта на коленчатый вал двигателя.

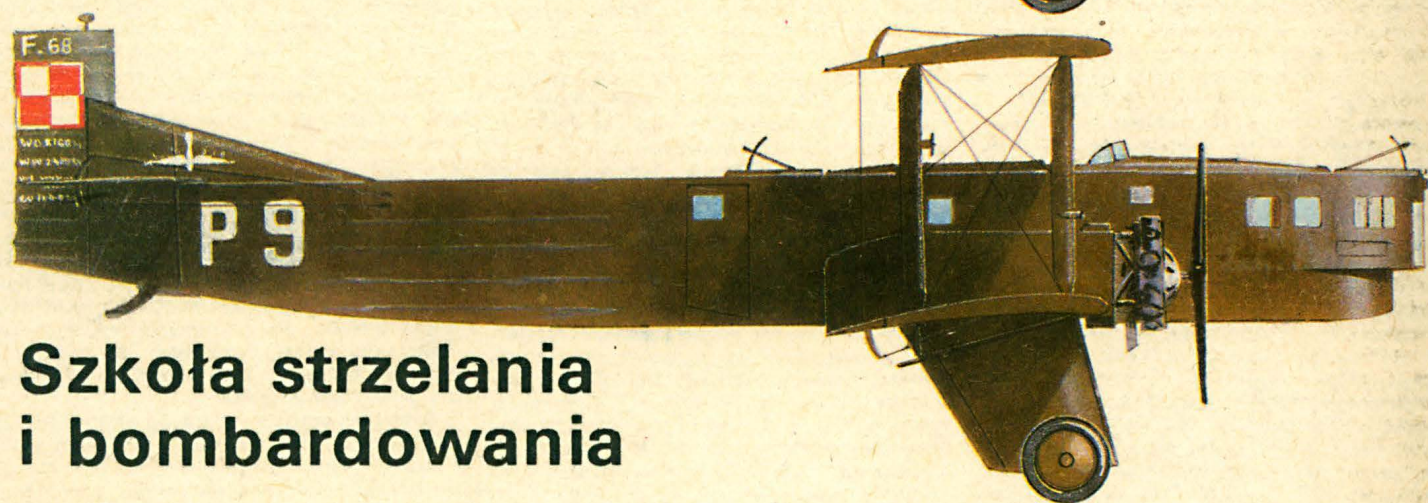
ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Институт Авиации — 60 лет на службе польских крыльев и народного хозяйства (I ч.) TLiA, т. 42, 1987 г., № 7, с. 21

Статья представляет собой очерк из истории Института Авиации. Описаны роль Института в польской авиационной промышленности после второй мировой войны, характер и объем работ, техническая база и достижения Института в течение 1945–1986.

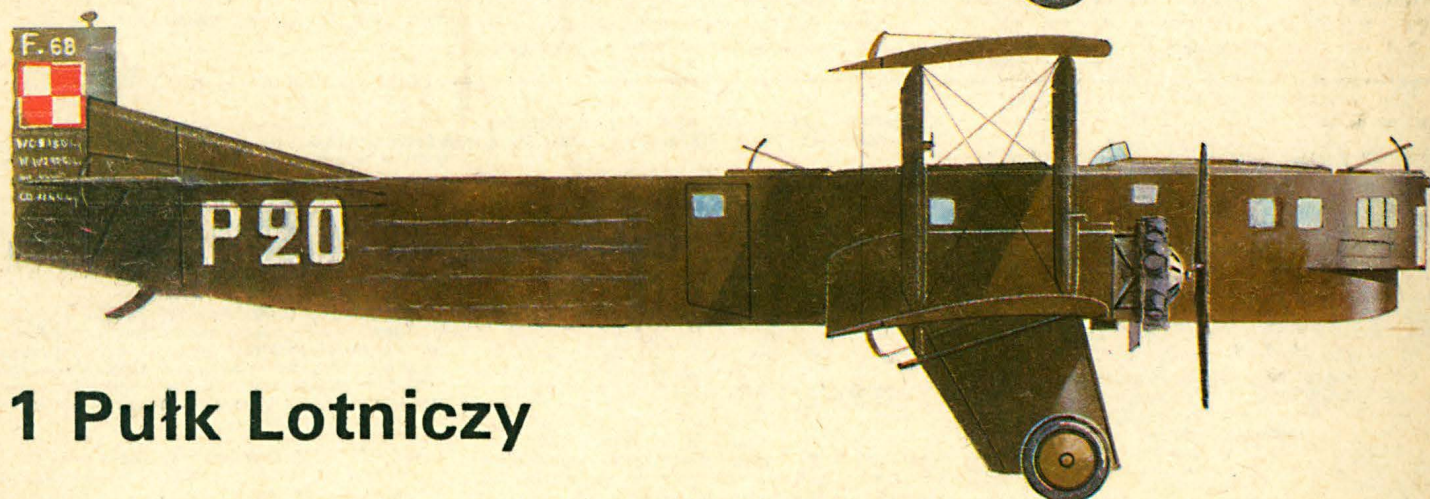
SAMOLOTY BOMBOWE FARMAN F-68 „GOLIATH”



CWL Dęblin



**Szkoła strzelania
i bombardowania**



1 Pułk Lotniczy