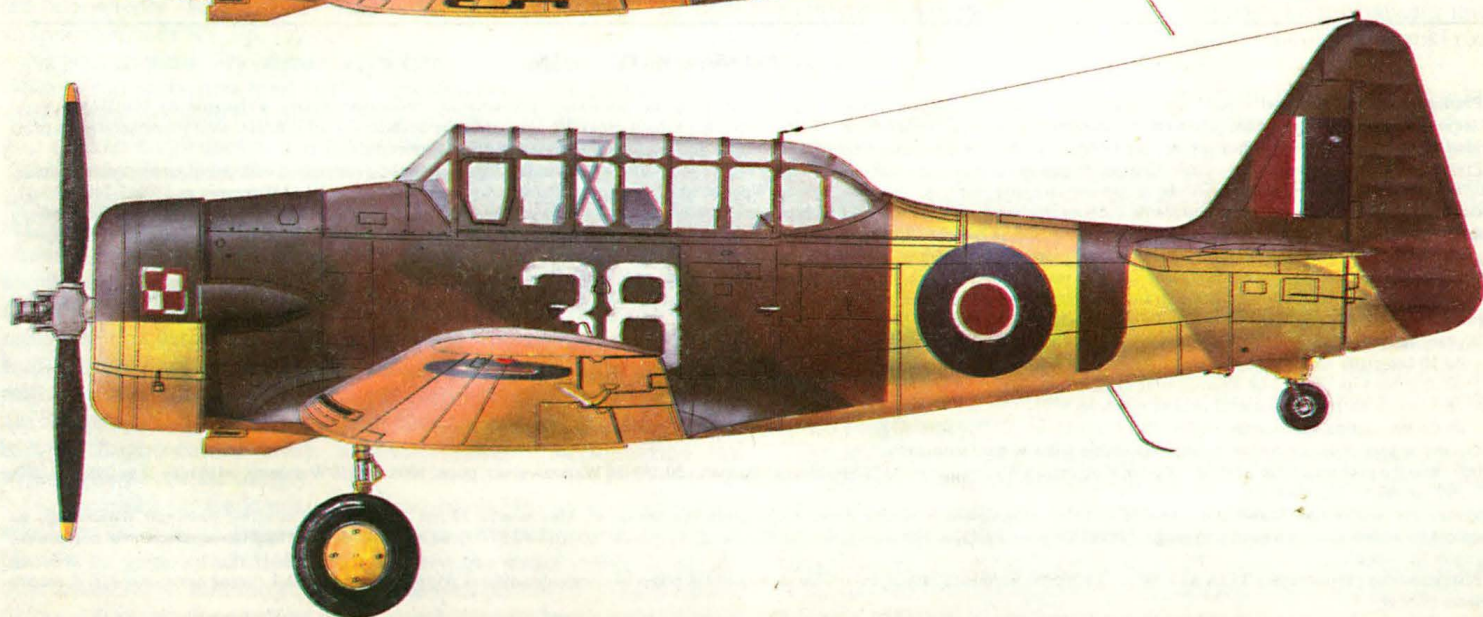
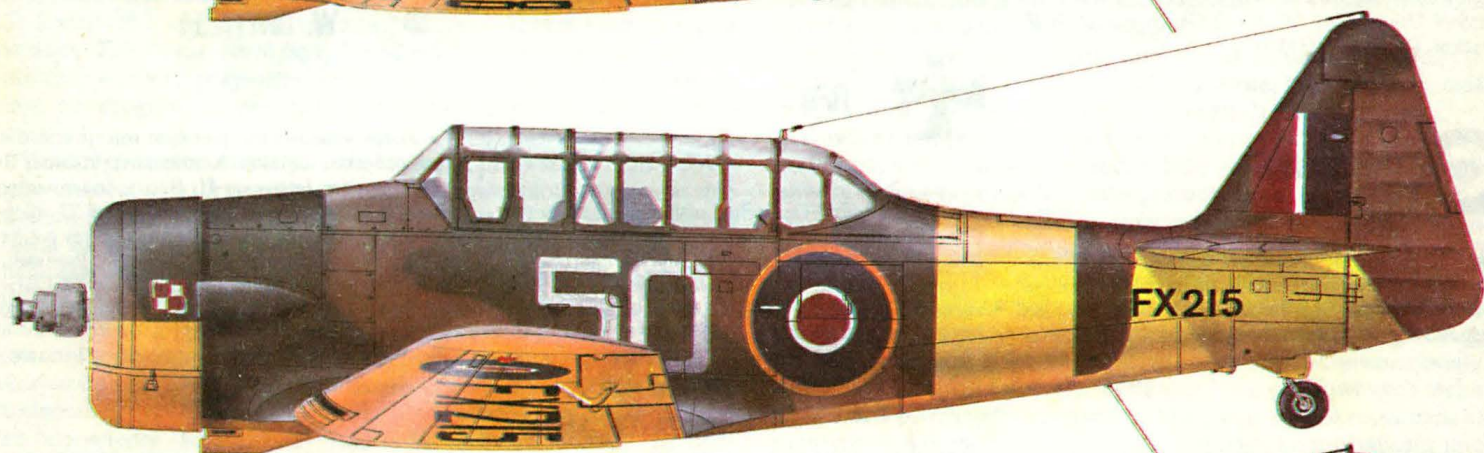
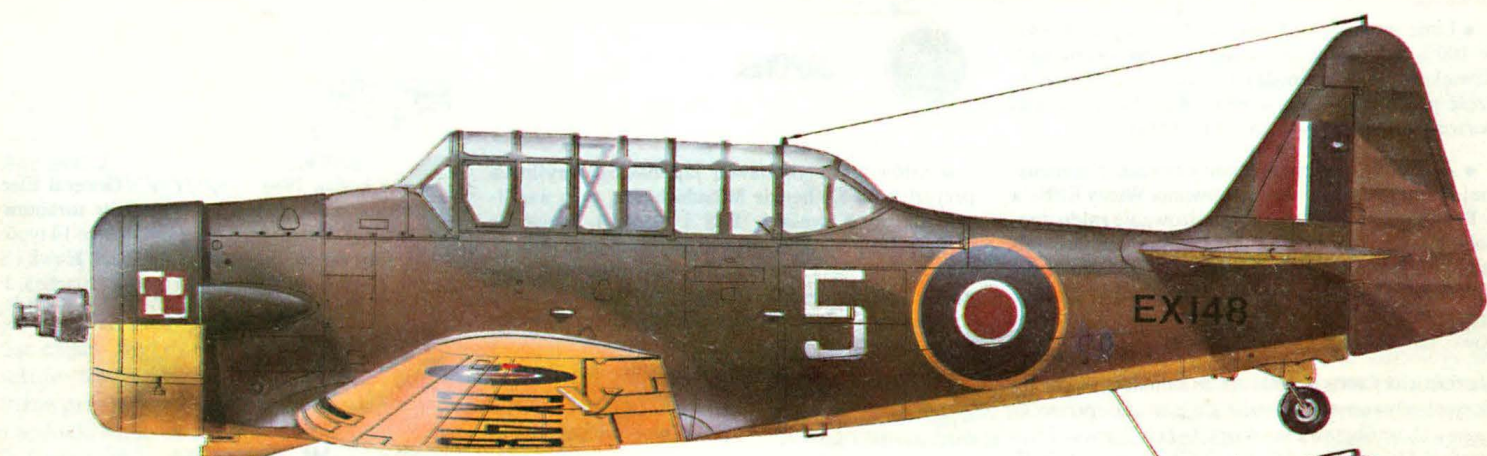


TECHNIKA

6'89

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





FRANCJA

• Rozpoczęto konstruowanie drugiego prototypu samolotu myśliwskiego Dassault-Breguet Rafale, w wersji morskiej (pokładowej). (A. et C. 1215)

• W styczniu br. wytwórnia Turboméca wyprodukowała dwutysięczny silnik turbinowy Arriel (467÷618 kW zależnie od wersji). Silnik tego typu napędzają śmigłowce Aérospatiale SA.365 Dauphin i AS.350 Ecureuil, a od niedawna także Sikorsky S-67A. Jest przygotowany nowy model Arriel 2, o mocy 650 kW, dla przyszłego francuskiego lekkiego śmigłowca Aérospatiale HLF (Hélicoptère Léger Futur). (A. et C. 1215)

• Linie lotnicze Air France wykonały plan 1988 r. w 100% tylko w odniesieniu do transportu nadźwiękowego (Concorde) i krajowego. Pozostałą część planu wykonano w 90%. Przyczyna – strajki personelu naziemnego. (A. et C. 1215)

• Z okazji dwusetnej rocznicy rewolucji francuskiej i setnej rocznicy skonstruowania Wieży Eiffle'a w Paryżu zapowiedziano zorganizowanie rajdu dookoła Francji dla pilotów seniorów – urodzonych przed 31 grudnia 1919 r., a więc dla siedemdziesięciolatek! Trasa będzie podzielona na 23 etapy (początek rajdu w Paryżu), załogi muszą być dwuosobowe, narodowość obojętna. (A. et C. 1215)

• Sécurité Civile dysponuje 26 samolotami pożarniczymi używanymi głównie do gaszenia pożarów lasów: 11 amfibiami Canadair CL-215, 2 zmodyfikowanymi Douglasami DC-6 i 13 Grummanami S-2F Tracker. (A. et C. 1215)



HISZPANIA

• Europejski myśliwiec przyszłości EFA (European Fighter Aircraft) będzie napędzany silnikiem EJ200, którego współwykonawcą będzie firma Sociedad Española de Motores SA. 45% kapitału tej

firmy należy do brytyjskiego Rolls Royce'a. (A. et C. 1215)



INDIE

• W 1992 r. przewiduje się wycofanie ze służby myśliwców MiG-21 (produkowanych w Indiach na licencji). Jak poinformował szef sztabu Armii Powietrznej, w ostatnim okresie samoloty te ulegały częstym wypadkom – z przyczyn technicznych. (A. et C. 1215)



JAPONIA

• Głównym wykonawcą japońskiego myśliwca przyszłości FSX będzie Mitsubishi HI, przy współpracy firm Kawasaki, Fuji i General Dynamics (USA). Na podstawie podpisanej niedawno umowy między Japonią i USA jest przewidziany transfer technologii amerykańskich. (A. et C. 1215)

• Linie All Nippon Airways zakupiły dwa symulatory samolotu Industrie A.320, skonstruowane przez Thomson-CSF (Francja). Obecnie przewoźnik japoński dysponuje 20 różnymi systemami treningowymi. (A. et C. 1215)



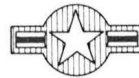
RFN

• Linie lotnicze Deutsche Lufthansa przeznaczyły 620 mln marek na rozbudowę infrastruktury obsługowej i zakup 3 dodatkowych „małych” aerobusów Airbus Industrie A.320 (wcześniej przewoźnik zachodniemiecki zamówił 15 tych samolotów). (A. et C. 1215)



SZWAJCARIA

• W końcu 1988 r. linie lotnicze Swissair otrzymały 8 samolotów Fokker 100, dostarczonych przez wytwórnię holenderską z opóźnieniem. (A. et C. 1215)



USA

• Do końca 1988 r. wytwórnia General Electric wyprodukowała ponad 4600 silników turbinowych T.700/CT.7, które napędzają śmigłowce 14 typów w 18 krajach (m.in. Sikorsky H-60 Black Hawk i Seahawk, Hughes-McDonnell Douglas Apache). Produkcję rodziny tych silników rozpoczęto w 1978 r. (A. et C. 1215)



W. BRYTANIA

• Rozpowszechniono pierwsze informacje dotyczące projektu samolotu komunikacji lokalnej British Aerospace Jetstream 41. Będzie to rozwinięcie znanego Jetstreama 31, o pojemności 27 miejsc. Kadłub, w stosunku do -31, będzie dłuższy o 4,8 m, większy będzie również płat (32,4 m²). Przewiduje się napęd dwoma silnikami turbinowymi Garrett TPE 331-14 o mocy po 1103 kW. Przewidywana cena – 5 mln. dol. (A. et C. 1215)

WARUNKI PRENUMERATY

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

Prenumeratory indywidualni – osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-139-11.

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

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

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

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

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

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

Informacji o prenumeracie udziela – Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

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

Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1990 r. – kwartalna normalna 2400 zł, kwartalna ulgowa 480 zł, półroczna normalna 4800 zł, półroczna ulgowa 960 zł, roczna normalna 9600 zł, roczna ulgowa 1920 zł.

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



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIV CZERWIEC 1989

TECHNIKA

6'89

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Nie przeceniajmy nowości

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

Zafascynowanie jakimś nowym pomysłem, rozwiązaniem technicznym, czy też ideą zawsze może prowadzić do zbyt jednostronnych, a więc często zbyt daleko idących wniosków. Jeśli na ich podstawie formułuje się prognozy, to z bardzo dużym prawdopodobieństwem można przyjąć, że będą one zupełnie nietrafne. Chociaż jest to truizm, to jednak wiele osób, także publikujących takie prognozy, zdaje się nie korzystać z nauk płynących z przeszłości i od razu skazuje się na porażkę. Żeby ograniczyć się tylko do przykładów z zakresu techniki lotniczej warto tu przytoczyć kilka takich nietrafnych opinii, wniosków, czy prognoz, zaczerpniętych z różnych okresów rozwoju lotnictwa.

U samego zarania rozwoju samolotów, w pierwszych latach obecnego stulecia niektórzy twierdzili, że wodnosamoloty mają znacznie większą przyszłość niż samoloty lądowe, gdyż ok. 70% powierzchni Ziemi zajmuje woda. Pomimo oczywistej prawdziwości tego ostatniego faktu stało się inaczej. Natomiast w latach pięćdziesiątych i późniejszych panowała opinia, że wodnosamoloty wkrótce trafią do lamusa historii i tylko ewentualnie niewiele z nich pozostanie w użytkowaniu wyłącznie rekreacyjnym, czyli turystycznym i sportowym. Ta skrajna opinia również nie spełniła się, chociaż rzeczywiście większe wodnosamoloty (zabierające np. 20 ÷ 30 pasażerów, czy żołnierzy bądź też odpowiedni ładunek) użytkują tylko niektóre morskie, na ogół wyspiarskie państwa, np. Japonia.

Na początku tzw. ery odrzutowej w lotnictwie dość powszechne (nie tylko wśród nefachowców) były przewidywania, że samoloty odrzutowe wyprą samoloty tłokowe i turbośmigłowe z lotnictwa wojskowego, a także z cywilnego, zwłaszcza komunikacyjnego. Prognozy te okazały się nietrafne. W lotnictwie komunikacyjnym bowiem pozostały nadal (buduje się je i projektuje) samoloty turbośmigłowe, ale także i tłokowe, zwłaszcza na potrzeby ruchu lokalnego. Rozwój badań śmigieł wentylatorowych (propfanów), także przeciwbieżnych, spowoduje, że prawdopodobnie staną się one konkurencyjne w stosunku do napędu odrzutowego na średnich dystansach, a nie wykluczone, że i na więcej niż średnich. Również wojsko użytkuje i będzie nadal użytkować nie tylko samoloty odrzutowe, gdyż wśród wielu podrodzajów samolotów specjalnego przeznaczenia napęd odrzutowy jest nie do przyjęcia ze względu na duże zużycie paliwa (gdy jest bardzo istotna długość trwania lotu), a równocześnie i niepotrzebny (ze względu na pozostałe osiągi).

Na początku lat siedemdziesiątych wojskowi fachowcy z dziedziny szkolenia lotniczego twierdzili, że wstępne i podstawowe szkolenie pilotów na samolotach tłokowych jest zbędną stratą czasu, że powoduje konieczność eliminowania u szkolonych pilotów nabytych uprzednio niewłaściwych nawyków przy „przechodzeniu” na samolot odrzutowy. Miała więc skończyć się era wojskowych śmigłowych samolotów

szkolno-treningowych. Jednak już w drugiej połowie lat siedemdziesiątych nastąpiła diametralna zmiana stanowiska, zresztą głównie dzięki ówczesnemu kryzysowi paliwowemu. W efekcie samoloty śmigłowe, nie tylko zresztą turbośmigłowe, nadal służą w wojsku do szkolenia podstawowego, ale także do realizacji części programu szkoleniowego uprzednio pochopnie przewidzianej do realizacji wyłącznie na odrzutowych samolotach treningowych.

Natomiast całkowitym blamażem okazał się (zaakceptowany u nas także przez niektórych fachowców), w głównej mierze polski, dziś już anegdotyczny, odrzutowy samolot rolniczy (!), czyli Belfegor.

Również era pionowzlotów (nawet jeszcze na etapie śmigłowców, po ich znacznym już rozpowszechnieniu się) pobudzała co „śmielsze” umysły do snucia perspektyw nieograniczonego niemal – w konkurencji z samolotami – ich rozwoju. Jeszcze radykalniejsze opinie pojawiły się po wejściu do eksploatacji w wojsku pierwszych „samolotopodobnych” pionowzlotów, a także po rozpoczęciu projektowania i prób modelowych wielu innych rodzajów statków powietrznych pionowego startu i lądowania. Ujawniające się wówczas niewczesne zapędy „grzebania” (szczęśliwie tylko na papierze) przyszłości konwencjonalnych samolotów ostudziło dopiero wystąpienie nie opanowanych technicznie do dziś problemów, skutecznie zawężających zakres zadań, które mogłyby wykonywać pionowzloty. Niejakim kompromisem między chęciami a możliwościami był rzeczywiście stosunkowo szybki rozwój samolotów krótkiego startu i lądowania.

Do zabawniejszych prognoz, które były publikowane także w krajowych periodykach (szczęśliwie pozalotniczych), było przewidywanie rychłego końca ery samolotu wojskowego. Działo się to wówczas, gdy wojsko opanowało wykorzystywanie rakiet, zwłaszcza balistycznych. Co przytomniejsi futurologi (tym razem już z kręgu fachowców lotniczych) orzekli tylko, że jest to bezwzględny i zarazem rychły koniec wojskowego samolotu bombowego. Perypetie z amerykańskimi bombowcami strategicznymi, zwłaszcza z XB-70 Valkyrie, a następnie B-1 (obydwa typy nigdy nie weszły do produkcji seryjnej), zdawały się uprawdopodobniać te prognozy, chociaż w ZSRR bombowce strategiczne nie przeżyły w tym czasie takiego kryzysu. Jednak ostatnie amerykańskie bombowce strategiczne klasy stealth (trudno wykrywalne), B-1A i najnowszy B-2, skompromitowały tę prognozę.

Przeżyliśmy już także przewidywania bezwzględnego wyeliminowania poddźwiękowych samolotów komunikacyjnych przez ich nadźwiękowych następców na liniach transkontynentalnych. Concorde, a przez krótki czas także i Tu-144, zdawały się być zaledwie pierwszymi zwiastunami jeszcze szybszych (o prędkościach odpowiadających co najmniej Ma=3) przyszłych liniowych samolotów pasażerskich dalekiego zasięgu. Dziś już nikt nie ma złudzeń, że na tylko nieco szersze

cd. na str. 2

Jaffe Aircraft SA-32T • USA •

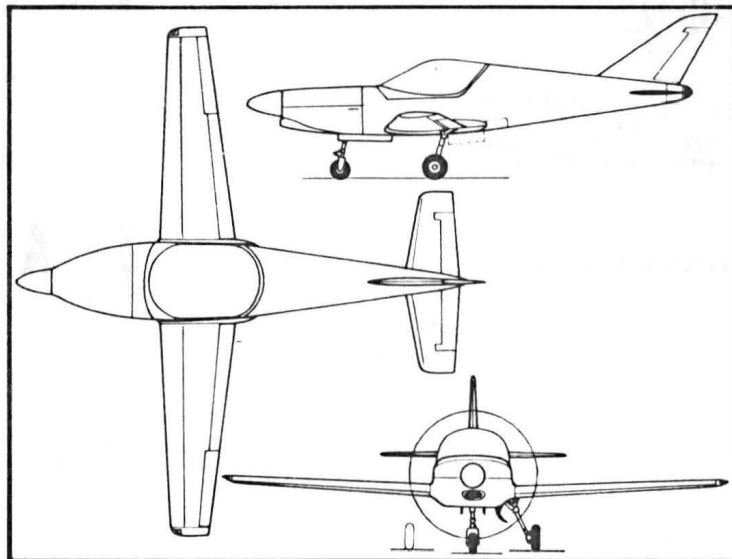
Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Edward Swearingen zaprojektował lekki turbośmigłowy samolot SA-32T do podstawowego szkolenia pilotów w sposób bardziej ekonomiczny niż mogą to zapewnić inne współczesne samoloty szkolno-treningowe. Samolot budowany przez Jaffe Aircraft Corp. jest pochodną samolotu o wysokich osiągnięciach SX300 napędzanego silnikiem tłokowym Textron Lycoming IO-540 o mocy 220 kW (300 KM), który ustanowił rekord prędkości w swej kategorii (505 km/h). Obydwa samoloty mają płat o laminarnym profilu NASA NLF 0416, zapewniający dosyć dokładną symulację właściwości w locie samolotu odrzutowego, na którym uczeń ma dalej szkolić się, co pozwala na skrócenie okresu szkolenia podstawowego. Samolot SA-32T umożliwi uczniowi już na początku szkolenia zapoznanie się z pilotażem zbliżonym do pilotażu samolotu myśliwskiego. I tak np. dzięki małemu rozstawowi podwozia można je wypuszczać przy dużych prędkościach podejścia, jak w samolotach myśliwskich ostatniej generacji, a zachowanie się samolotu podczas kołowania również przypomina samoloty myśliwskie.

Poza osłoną silnika, końcówkami płata, pokrywami podwozia, które są wykonane z kompozytów, konstrukcja samolotu jest metalowa i ma współczynnik obciążenia ± 9 . Jednoczęściowy płat jest czysty aerodynamicznie – podwozie jest chowane do kadłuba – a jego integralne zbiorniki mieszczą 329 l paliwa. Jednoszczelinowe kłapy o dużej rozpiętości są uruchamiane hydraulicznie. Półskorupowy kadłub ma kabinę z miejscami obok siebie i jednoczęściową osłonę otwieraną hydraulicznie do przodu. Napęd stanowi silnik Allison 250-B17D o mocy 310 kW (420 KM) z trójłopatowym śmigłem przestawialnym na odwrotny ciąg, ale może być też zabudowany silnik tłokowy z samolotu SX300.

Dane techniczne

Rozpiętość	7,44 m
Długość	6,86 m
Wysokość	2,38 m
Powierzchnia nośna	6,64 m
Masa własna	708 kg
Masa startowa i do lądowania maks.	1179 kg
Prędkość maks. n.p.m.	534 km/h
Prędkość przelotowa normalna	508 km/h



Wznoszenie n.p.m.	18,8 m/s
Prędkość przeciągnięcia z kłapami wypuszczonymi	135 km/h
Pułap praktyczny	7620 m
Długość startu	518 m
Długość lądowania	700 m
Zasięg maks. bez rezerwy paliwa	1780 km
	W.K.

cd. ze str. 1

zastosowanie tych ostatnich trzeba jeszcze poczekać co najmniej 20 lat, a wyeliminowanie samolotów poddźwiękowych z pewnością nie nastąpi w ciągu kilku dziesiątków lat.

Coraz szersze wprowadzanie ostatnio bezpilotowych statków powietrznych (w anglosaskich zwłaszcza publikacjach określanych skrótem RPV) do zadań wojskowych znów pobudziło niepoprawnych, zagorzałych entuzjastów nowości do głoszenia opinii, że będą one mogły z czasem przejąć funkcję wojskowych samolotów załogowych w zakresie nie tylko zadań przewidzianych dla samolotów specjalnego przeznaczenia, ale także bojowych, służących do rozpoznawania i niszczenia celów naziemnych, stacjonarnych i ruchomych na polu walki. Pomimo jednak niezaprzeczalnych zalet bezpilotowych statków powietrznych, zdaniem autora wzbogacą one jedynie (jak to z reguły bywa) arsenał środków lotniczego wyposażenia wojska. Nie zastąpią konwencjonalnych załogowych statków powietrznych we wszystkich zadaniach wojskowych, może z wyjątkiem holowania celów powietrznych do ćwiczeń różnych rodzajów wojsk w niszczeniu celów powietrznych, ale i to nieprędko.

Wreszcie przykład z odległego etapu historii lotnictwa i, jak by się zdawało do niedawna, definitywnie zakończony jeszcze przed II

wojną światową. Chodzi o sterowce, które po kilku dziesięcioleciach znowu zostały przypomniane światu, najpierw w lotnictwie cywilnym jako nieoceniony środek transportu wielkowymiarowych ładunków. Ostatnio nawet w USA zaprojektowano sterowiec Sentinel 5000 przewidziany do wczesnego ostrzegania zespołów okrętów, przede wszystkim tych, w skład których nie wchodzi lotniskowce mogące zapewnić okrętom m.in. osłonę radarową przy użyciu stosownych samolotów pokładowych. A jeśli nawet okaże się, że w wyniku prób i badań sterowiec ten przestępuje z konkurencyjnym z nim bezpilotowym samolotem pionowego startu i lądowania Grumman D.754, to i tak nikt nie może dziś stwierdzić z dostatecznie dużym prawdopodobieństwem, że w przyszłości sterowce – mimo ich ewidentnych wad – nigdy nie znajdą zastosowania w wojsku.

Można zakończyć te rozważania wnioskiem zawartym w tytule. Należałoby go jeszcze tylko rozszerzyć o postulat oparty na sentencji Horacjusza (a więc już z I w. przed Chr.): aurea mediocritas. Zwłaszcza bowiem w formułowaniu sądów czy opinii o zabarwieniu prognostycznym jest najbardziej uzasadnione trzymanie się owego złotego środka, pozwalającego uniknąć pułapek wynikających często z nieuzasadnionego zafascynowania nowymi, nawet rewelacyjnymi, pomysłami, projektami, czy zrealizowanymi prototypami, w przypadku lotnictwa nawet jeśli już są w próbach eksploatacyjnych.

Pod koniec ub.r. Stany Zjednoczone AP zgodnie z wcześniejszymi zapowiedziami ujawniły nieco szczegółów dotyczących samolotów trudnych do wykrycia przez radary, nazywanych popularnie stealth, czyli niewidzialny.

Prace nad tego typu samolotami były prowadzone od dawna. Na początku lat osiemdziesiątych w prasie fachowej pojawiło się wiele artykułów omawiających zasady ich budowy. Lecz ponadto nic w zasadzie nie było wiadomo. Dopiero w lipcu 1986 r. podano do publicznej wiadomości informację o wypadku nowego samolotu użytkowanego przez USAir Force. Nieco więcej szczegółów podano w związku z kolejnym wypadkiem nowego samolotu, który miał miejsce w październiku 1987 r. (obaj piloci zginęli). Ponadto wiadomo było, że są prowadzone prace nad nowym samolotem bombowym budowanym wg zupełnie nowych zasad. W prasie fachowej ukazywały się rysunki przedstawiające nowe samoloty, które mimo tej samej nazwy znacznie różniły się między sobą.

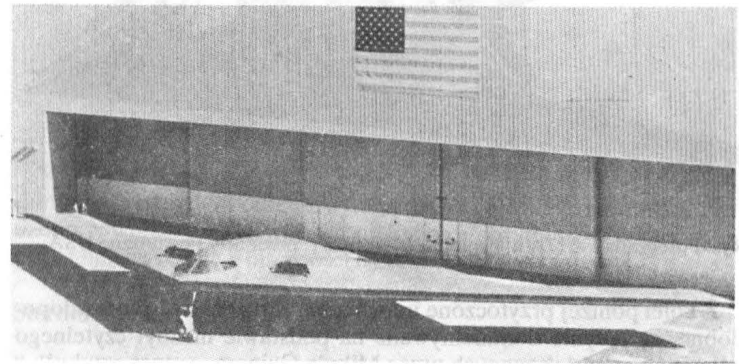
Na początku 1988 r. przedstawiciel Pentagonu oświadczył, że pod koniec roku zostaną podane do publicznej wiadomości niektóre informacje na temat produkcji i eksploatacji samolotów klasy stealth. Oświadczenie to wzbudziło powszechne zainteresowanie i stało się okazją do kolejnej fali spekulacji na ten temat.

Jako pierwszy został „ujawniony” samolot myśliwski F-117A (patrz następna notatka).

22 listopada 1988 r. w zakładach Northrop w Kalifornii odbył się pierwszy pokaz nowego samolotu bombowego Northrop B-2. Na pokaz zaproszono niewiele osób. Przedsięwzięto nadzwyczajne środki bezpieczeństwa. Do samolotu można było zbliżyć się tylko na odległość 60 m.

Samolot jest zbudowany w układzie latającego skrzydła o rozpiętości 52,4 m. W osi symetrii jest umieszczona kabina, po obu stronach której znajdują się wloty powietrza do silników. Długość samolotu wynosi 21 m, a jego wysokość 5,2 m. Na krawędzi natarcia, pokrytej materiałem osłabiającym echo fali wysyłanej przez radar, umieszczono prawdopodobnie ruchome sloty. O ile krawędź natarcia ma skos stały, to krawędź spływu wielokrotnie go zmienia, co ma wpływ na osłabienie promieniowania cieplnego samolotu. Napęd stanowią prawdopodobnie cztery silniki typu General Electric F118. Powierzchnia aktywna została zmniejszona do ok. 2 m² (dla porówna-

nia: bombowiec B-52 ma powierzchnię aktywną ok. 100 m², a B-1B – 10 m²). Nie podano żadnych danych technicznych ani informacji dotyczących wyposażenia lub koncepcji zastosowania nowego samolotu. Wg oceny specjalistów, bombowiec będzie operował na dużych wysokościach, o czym może świadczyć położenie wlotów powietrza do silników. Będzie on prawdopodobnie nosicielem pocisków manewrujących.



Rys. Nowy samolot bombowy Northrop B-2

Podczas pokazu oficjalnie podano, że zostały zamówione 132 samoloty, które mają być wyprodukowane przez firmę Northrop. Wg wstępnych zapowiedzi pierwsze egzemplarze seryjne mają zostać przekazane Strategic Air Command (lotnictwo strategiczne) w 1991 r., a co najmniej 15 egz. zostanie przekazanych do końca pierwszej połowy lat dziewięćdziesiątych. Ale gdy ogłoszono wzrost ceny jednego samolotu z 270 mln dol. do 500 mln dol. Pentagon podał do wiadomości, że z powodów finansowych i technicznych realizacja programu bombowca B-2 zostanie wstrzymana na rok i w związku z tym pierwsze operacyjne loty będą mogły być wykonane dopiero w 1995 r.

Należy mieć nadzieję, że ujawnienie nowych konstrukcji jest przejawem postępującego odprężenia.

Opracował: R.J.M.

Trudno wykrywalny myśliwiec Lockheed F-117A

W artykule „Zachodnie samoloty bojowe w 2000 r.” (TLiA 10/88) zamieszczono m.in. informacje oparte na domniemywanych danych dotyczących nowego, nie ujawnionego jeszcze amerykańskiego trudno wykrywalnego (klasy stealth) samolotu myśliwskiego Lockheed F-117A, znanego poprzednio pod oznaczeniem F-19. Zarówno rysunek tego samolotu, jak i większość dotyczących go danych w tabl. 1 są już nieaktualne. 10.11.1988 r. Siły Powietrzne USA, będące jedynym użytkownikiem F-117A, ujawniły – nadal zresztą skąpe – dane tego samolotu. Dane te, wraz z fotografią, zaczerpnięto z czasopisma *Flight* z 19.11.1988 r., a niżej podane informacje dotyczą stanu z listopada 1988 r.

Samolot Lockheed F-117A wyprodukowany przez zakłady Skunk Works Lockheed w Burbank (w stanie Kalifornia), oblatany w czerwcu 1981 r. osiągnął gotowość operacyjną już w październiku 1983 r. w 4450. Grupie Technicznej stacjonującej w Bazie Sił Powietrznych Nellis (w stanie Nevada), chociaż był użytkowany wyłącznie na lotnisku Poligonu Doświadczalnego Tonopah usytuowanym na północny zachód od Nellis. Wiadomo obecnie, że 3 egz. F-117A uległy już katastrofie, przy czym jeśli chodzi o pierwszy wypadek wiadomo tylko, że prowadzący go pilot doświadczalny Lockheed (a więc wypadek prawdopodobnie miał miejsce nie później niż w 1983 r.) uniknął śmierci katapultując się. Druga katastrofa miała miejsce w nocy 11.07.1986 r.

w Bakersfield (w stanie Kalifornia), a trzecia – 14.10.1987 r. na poligonie bazy Nellis. W obydwu ostatnich wypadkach piloci (wojskowi) zginęli. Użytkownik oświadczył, że zamówił ostatecznie 59 egz. tego samolotu. 52 egz. zostały dostarczone do początku listopada 1988 r., a pozostałe 7 egz. było w produkcji w Burbank. Wiadomo także, że pierwotnie zamierzano zamówić 100 egz. Zmniejszenie liczby zamówionych samolotów F-117A miało na celu – jak podano – przeznaczenie zaoszczędzonych funduszy na realizację nowocześniejszych projektów.

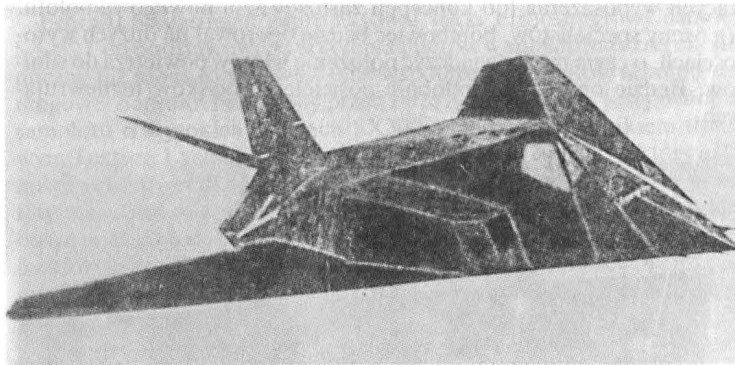
Siły Powietrzne USA zdecydowały się ujawnić niektóre dane tajemniczego projektu Have Blue z dwu powodów:

— utrzymanie całkowitej tajemnicy nie byłoby możliwe wobec zamiaru użytkowania tych samolotów w kilku bazach i to nie tylko, jak dotąd, w nocy,

— przewidywane na 22.11.1988 r. publiczne zademonstrowanie nowego, trudno wykrywalnego – a więc z zastosowanymi podobnymi rozwiązaniami – bombowca strategicznego Northrop B-2 również podważało celowość zachowania tajemnicy wokół F-117A.

Chociaż użytkownik nie ujawnił szczegółowych danych F-117A: mas, geometrii, osiągow, zespołu napędowego, uzbrojenia, czy też przewidzianych dla niego zadań, to jednak wiadomo, że jest to jedno-

miejscowy, dwusilnikowy, poddźwiękowy myśliwiec. Jak się przypuszcza, jego zespół napędowy stanowią dwa silniki bez dopalania General Electric F404. Korzystne z punktu widzenia spełnienia wymagań stawianych samolotom klasy stealth usterzenie motylkowe jest wyposażone w stery zapewniające sterowanie pochyleniem i odchyleniem. Skrzydła wyposażono w konwencjonalne lotki w częściach zewnętrznych i w klapy – w wewnętrznych.



Rys. Fotografia F-117A ujawniona 10.11.1988 r. przez Siły Powietrzne USA

Z kolei poniżej przytoczone informacje, chociaż bardzo prawdopodobne, są jedynie domniemywane na podstawie niezbyt czytelnych zdjęć i analiz dokonanych przez Mike'a Gainesa, autora artykułu z wymienionego na wstępie *Flighta*.

Wielopłaszczyznowy, fasetowy kształt płatowca, a zwłaszcza kadłuba, ma minimalizować odbijanie napotykanego fal radarowych dzięki rozpraszaniu ich w wielu kierunkach, niezależnie od zastosowanych

zapewne osłonowych pokryw pochłaniających w znacznym stopniu te fale. Powinno to zapewnić minimalizację skutecznej powierzchni odbicia. Przypuszcza się, że lecąc wraz z samolotami np. typu EF-111 lub EA-6 zakłócającymi sygnały radiolokatorów wczesnego ostrzegania (zarówno pokładowych, jak i naziemnych) przeciwnika, mógłby na ich ekranach być w ogóle niewidoczny, co zapewniłoby mu bezpieczne zbliżenie do celu dla odpalenia rakiet, zwłaszcza w locie na małej wysokości. Ponieważ emisja jakiegokolwiek rodzaju promieniowania zwiększałaby możliwość jego wykrycia przez systemy wczesnego ostrzegania stosowane przez przeciwnika, przypuszcza się zatem, że:

— nawigacja tym samolotem jest realizowana przy wykorzystaniu kombinacji systemu bezwładnościowego z optyczną aktualizacją, astronawigacji i (lub) nawigacji satelitarnej,

— nie zastosowano w tym samolocie żadnych aktywnych (opartych na wypromieniowywaniu energii) układów pomiarowych i wykrywających,

— mało, ale jednak widoczna szczelina skrzelowa na zewnątrz usterzenia ogonowego może służyć do doprowadzania z zewnętrznego opływu chłodzącego powietrza do gazów wylotowych silników w celu obniżenia szkodliwego sygnału w podczerwieni.

Bez trudu zauważalne – przez porównanie z wymiarami kabiny pilota – małe wymiary omawianego samolotu umożliwiają jego transport (bez potrzeby demontażu) we wnętrzu samolotu transportowego C-5 Galaxy, ale znacznie ograniczają ładunek bojowy F-117A. Za to prawdopodobnie przewidziano dla niego możliwość tankowania w locie, na co wskazuje mało widoczny z przodu, poniżej wiatrochronu kabiny, zbiornik do takiego tankowania. Najprawdopodobniejszym zadaniem przewidzianym dla F-117A jest niszczenie, przy użyciu rakiet np. AGM-88A Harm, nieprzyjacielskich radiolokatorów naziemnych i usytuowanych na pokładach samolotów oraz centrów łączności.

Mgr inż. Janusz Perliński

PROJEKTY

Embraer-FAMA CBA-123

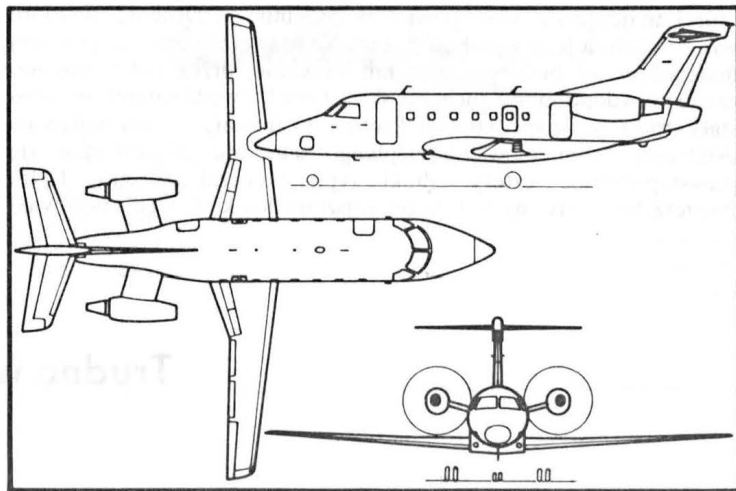
● Brazylia/Argentyna ●

Turbośmigłowy samolot pasażerski na linie lokalne

Brazylijska firma Embraer i argentyńska FAMA wspólnie opracują turbośmigłowy samolot pasażerski na linie lokalne CBA-123 z silnikami i pchającymi śmigłami zabudowanymi na ogonowej części kadłuba. W stosunku do modelu pokazanego na wystawie w Paryżu w 1987 r., do projektu samolotu wprowadzono wiele zmian: przewężono ogonową część kadłuba w celu poprawienia przepływu powietrza w strefie silników, zwiększono długość kadłuba o 59 cm, poprawiono przejście kadłub-skrzydło przedłużając owiewki przed i za płatem, co poza poprawieniem aerodynamiki pozwoliło na zamontowanie dwóch zbiorników paliwowych o łącznej pojemności 570 l, zwiększono powierzchnię płata o 1,30 m² zmniejszając równocześnie jego wydłużenie z 11,6 do 11,1 i zwiększając skos o 1° (do 6°). Poza tym zewnętrzne kanały wylotowe silników zastąpiono pierścieniami wylotem wokół kołpaka śmigła, co zmniejszyło opór aerodynamiczny samolotu. Wysięgniki mocujące są wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym. Zelektronizowana 2-miejscowa kabina pilotów jest wyposażona w systemy EFIS i EICAS. W kabinie pasażerskiej pomieszczono 19 foteli o podziałce 79 cm. Za kabiną znajduje się przedział bagażowy na 400 kg. Do napędu samolotu zastosowano silniki Garrett TPE351-20 o mocy 970 kW (1300 KM) i 6-łopatowe śmigła o stałej prędkości obrotowej. Próby samolotu mają rozpocząć się w grudniu 1989 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	17,72 m
Długość	17,77 m
Wysokość	6,32 m
Powierzchnia nośna	27,20 m ²
Masa własna	5640 kg
Masa paliwa maks.	1980 kg
Masa handlowa maks.	2160 kg
Masa startowa maks.	8500 kg
Prędkość przelotowa maks.	650 km/h
Wznoszenie n.p.m.	13,72 m/s
Pułap praktyczny	12190 m



Długość startu	1010 m
Długość lądowania	1030 m
Zasięg z 19 pasażerami z rezerwą paliwa IFR	1396 km

W.K.

Wpływ wybranych parametrów geometrycznych i masowych na dynamikę konstrukcji samolotu z płatem o zmiennej geometrii

Dr inż. JAN BŁASZCZYK

Instytut Techniki Lotniczej WAT

W poprzednich pracach (np. [6, 9, 12]) przedstawiono dynamiczne modele odkształcalnych samolotów do badania częstości i postaci drgań własnych, z zastosowaniem jednowymiarowej dyskretyzacji zespołów konstrukcyjnych za pomocą techniki elementów skończonych [4]. Stosowano metodę rekurencyjnego składania równań elementów w układ globalny wykorzystując wielostopniową syntezę struktury [7]. W pracach innych autorów proponowano dyskretne modele samolotów stosując metodę agregacji [8] bądź aproksymowano rzeczywistą strukturę masami skupionymi połączonymi nieważkimi więzami sprężystymi [5]. Rozpatrywano układy o symetrycznej budowie i stałej konfiguracji geometrycznej.

W niniejszym artykule rozpatrzono samolot o zmiennej konfiguracji płata, którego model dynamiczny zaproponowano w [10]. Założono, że samolot traktuje się jako przestrzenny brytowo-belkowy układ mechaniczny o ciągłych i skokowo zmiennych rozkładach mas i sztywności, w którym odkształcalnymi zespołami są skrzydła, usterzenia oraz środkowa i nosowa część kadłuba. Za bryły sztywne przyjęto segmenty kadłuba w obszarze mocowania skrzydeł i usterzeń. Skrzydło samolotu może być ruchomą całością lub może składać się z dwóch

Wykonano badania numeryczne widma częstości rzeczywistego samolotu z napędem odrzutowym konstrukcji Mikojana. Przeprowadzono również analizę wpływu niektórych parametrów geometrycznych i masowych na właściwości dynamiczne tego samolotu.

Sformułowanie problemu

Rozpatrzono podłużne, symetryczne drgania własne samolotu o symetrycznej budowie, tzn. przyjęto symetrię układu względem płaszczyzny Oxz (rys. 1). Założono, że części skrzydła: konsola i centropląt oraz poziome usterzenie wysokości podlegają drganiom skrętnym i poprzecznym drganiom giętym:

$$\varphi_i = \varphi_i(y, t), \quad w_i = w_i(y, t) \quad (1)$$

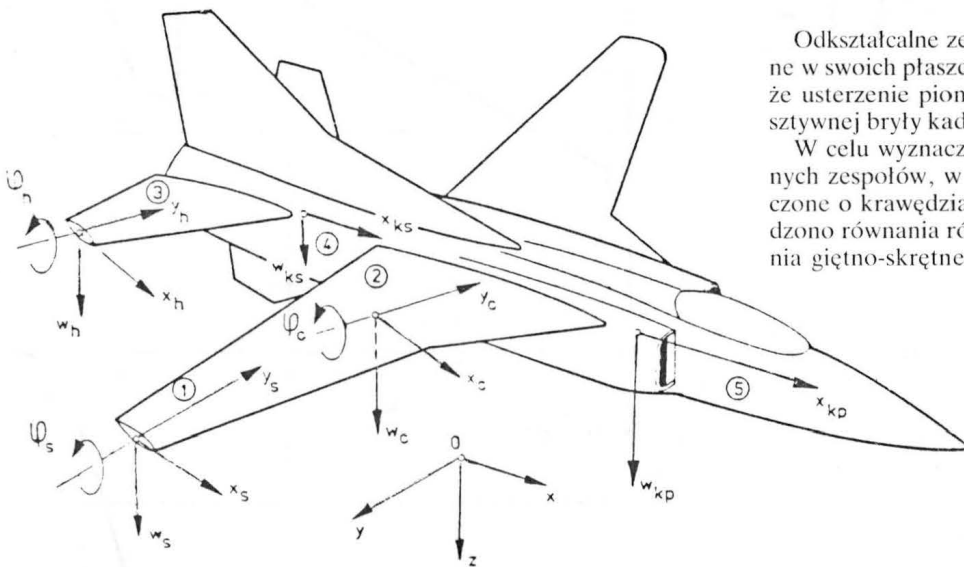
$i = 1, 2, 3$

a odkształcalne części kadłuba nosowa i środkowa drgają giętnie w płaszczyźnie symetrii samolotu:

$$w_{ki} = w_{ki}(x_{kp}, t), \quad i = 1, 2, \quad (2)$$

Odształcalne zespoły wykonujące ruchy (1) traktuje się jako sztywne w swoich płaszczyznach. Dlatego w ruchu symetrycznym przyjęto, że usterzenie pionowe jest nieodkształcalne i włączono je do tylnej sztywnej bryły kadłuba.

W celu wyznaczenia równań równowagi dynamicznej odkształcalnych zespołów, w [6, 9] zastosowano ich podział na elementy skończone o krawędziach prostopadłych do ich osi sztywności. Wprowadzono równania równowagi elementu wykonującego sprzężone drgania giętno-skrętne (segmenty skrzydła, usterzenia) opisane ruchami



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych: 1 – konsola skrzydła, 2 – centropląt, 3 – usterzenie wysokości, 4 – środkowa część kadłuba, 5 – nosowa część kadłuba

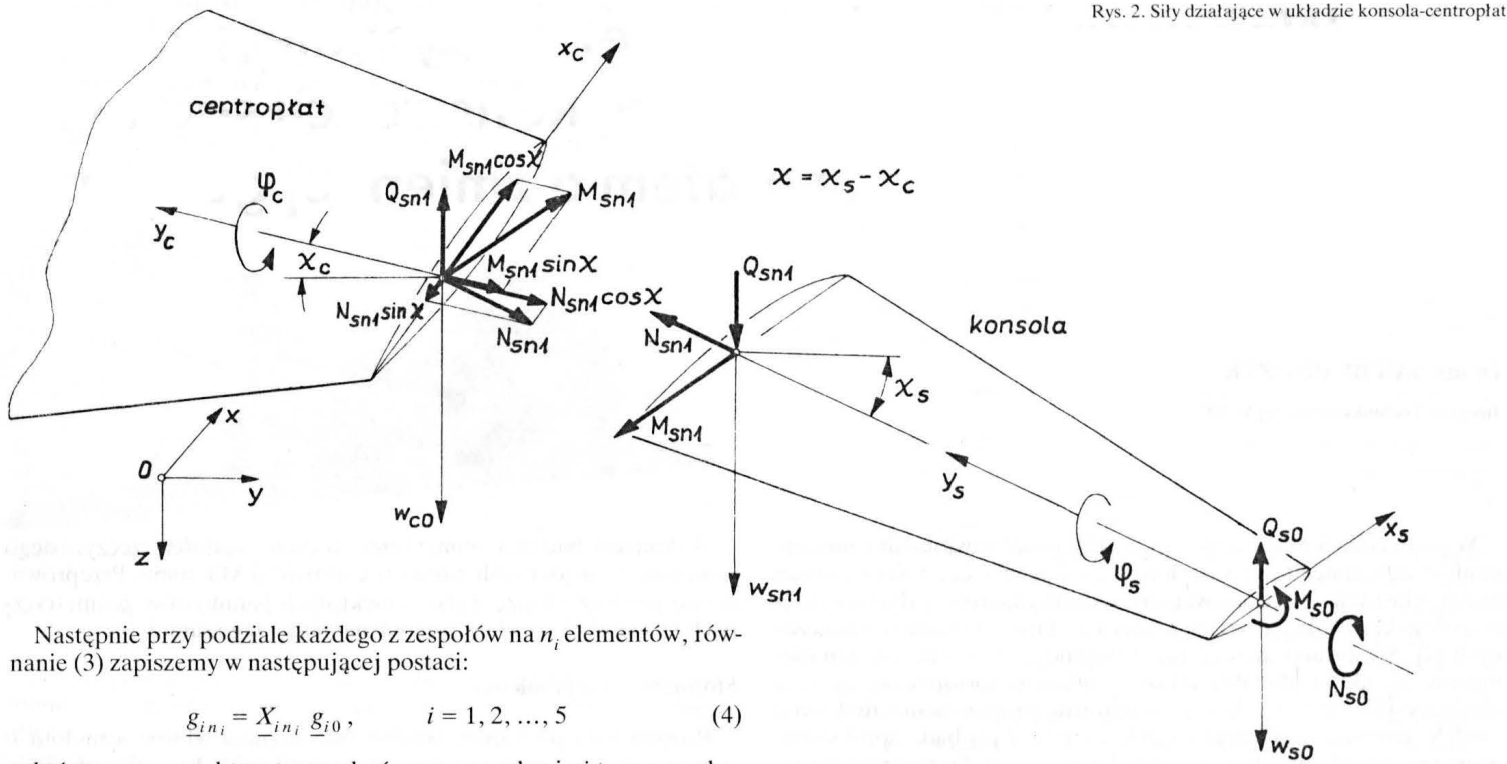
części: stałej – centroplata i ruchomej – konsoli. Drgania własne samolotu z takim skrzydłem rozpatrzono dla konkretnych, ustalonych położań centroplata i konsoli. Ruchomą część skrzydła traktuje się jako belkę opartą o centropląt w węzle będącym przegubem walcowym, który umożliwia jej obrót w płaszczyźnie skrzydła. Położenie konsoli w płaszczyźnie obrotu jest ustalane za pomocą dźwignika hydraulicznego. Przyjęto, że położenie w płaszczyźnie konsoli jest sztywne.

Podano równania równowagi dynamicznej odkształcalnych zespołów samolotu oraz dynamiczne i kinematyczne warunki sprzęgające te równania. Uwzględniono również odpowiednie warunki w układzie konsola-centropląt oraz jednorodne na swobodnych i zamocowanych brzegach. Ostatecznie otrzymano globalny układ równań, którego rozwiązanie daje poszukiwane częstości i odpowiadające im symetryczne postaci badanej struktury o symetrycznej zmianie geometrii płata.

(1). Sprężenie to jest spowodowane przesunięciem osi środków mas względem osi środków sztywności. Następnie podano w ostatecznej formie równania równowagi dynamicznej odkształcalnych zespołów, które zapiszemy w postaci macierzowej:

$$\underline{g}_{ij} = \underline{X}_{ij} \underline{g}_{i0}, \quad j = 1, 2, 3, \dots, \quad i = 1, 2, \dots, 5 \quad (3)$$

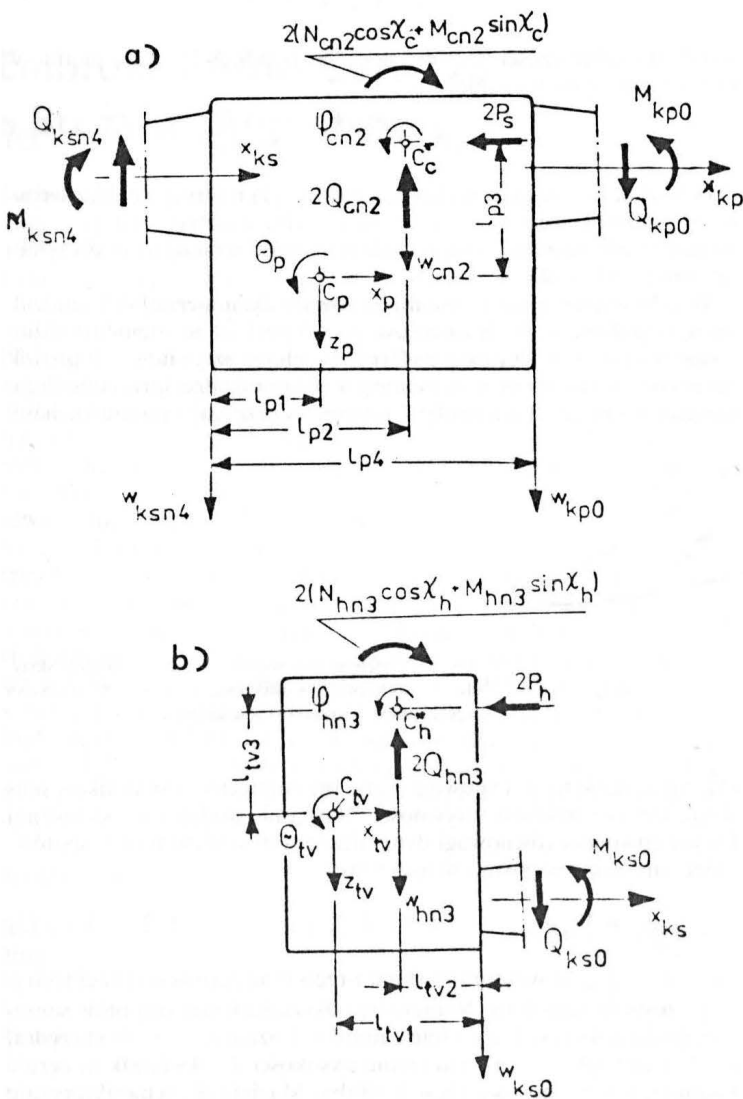
gdzie \underline{g}_{ij} i \underline{g}_{i0} są wektorami stanu j -tego oraz zerowego przekroju i -tego zespołu samolotu. Numerację odkształcalnych zespołów samolotu podano na rys. 1. Zgodnie z nią: $i = 1$ oznacza konsolę skrzydła, $i = 2$ – centropląt, $i = 3$ – usterzenie wysokości, $i = 4$ – środkową część kadłuba, $i = 5$ – nosową część kadłuba. Macierz \underline{X}_{ij} charakteryzuje masowe i geometryczne parametry odkształcalnego zespołu o długości od początkowego (zerowego) do przekroju z indeksem j -tym.



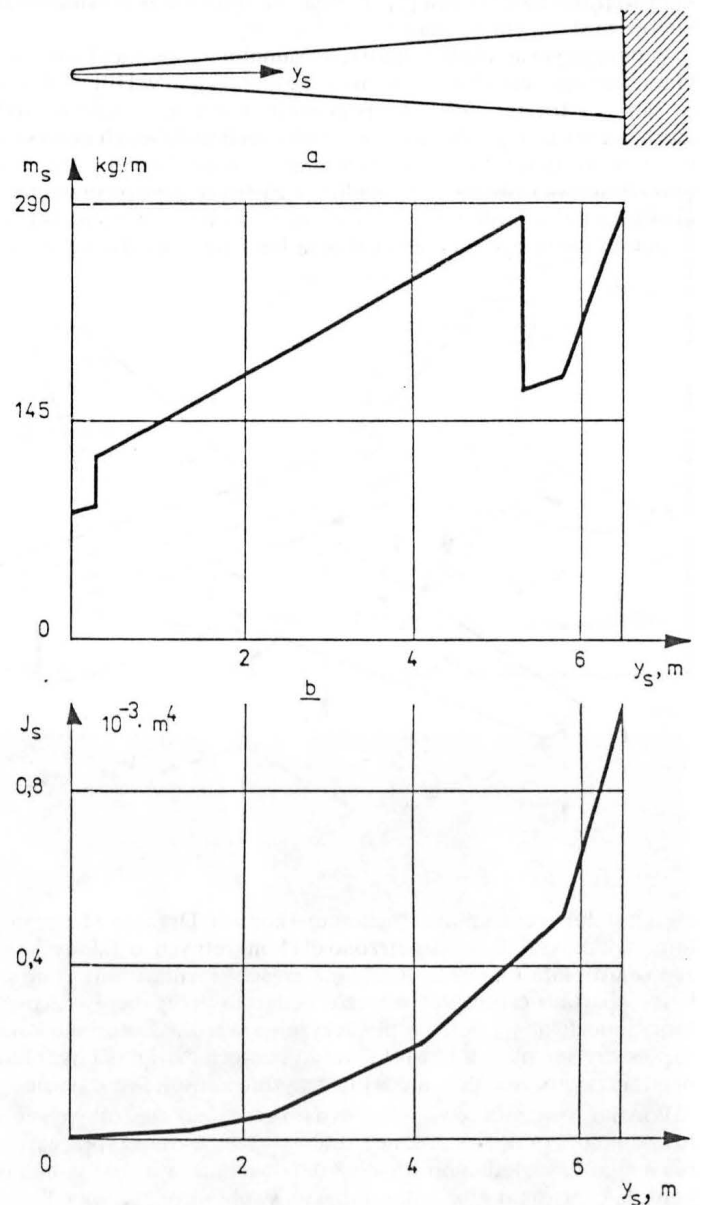
Następnie przy podziale każdego z zespołów na n_i elementów, równanie (3) zapiszemy w następującej postaci:

$$\underline{g}_{in_i} = \underline{X}_{in_i} \underline{g}_{i0}, \quad i = 1, 2, \dots, 5 \quad (4)$$

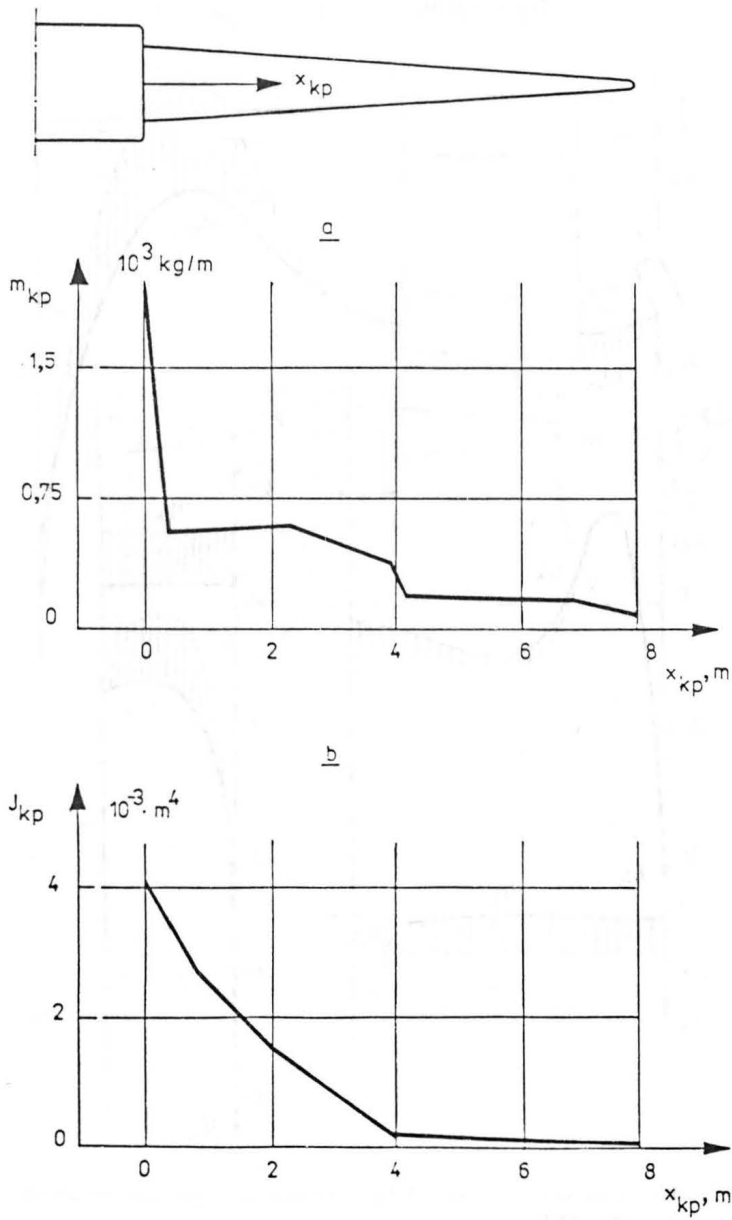
w którym: \underline{g}_{in_i} – wektor stanu w końcowym przekroju i -tego zespołu, \underline{X}_{in_i} – masowe i geometryczne parametry tego zespołu. W przypadku zespołów wykonujących ruchy (1) macierze \underline{X} mają wymiar 6×6 , dla pozostałych zespołów 4×4 i dotyczą środkowej i nosowej części kadłuba.



Rys. 3. Siły działające na sztywne bryły samolotu: a) przednią, b) tylną



Rys. 4. Rozkład masy bieżącej (a) i geometrycznego momentu bezwładności (b) wzdłuż długości skrzydła



Rys. 5. Rozkład masy bieżącej (a) i geometrycznego momentu bezwładności (b) dla nosowej części kadłuba

Równania odkształcalnych zespołów (4) należy uzupełnić odpowiednimi warunkami uwzględniającymi sprzężenia między zespołami układu. I tak równania (4) dla $i = 1, 2$, czyli równanie równowagi dynamicznej konsoli i centropłata, zostaną sprzęgnięte za pomocą warunków (rys. 2):

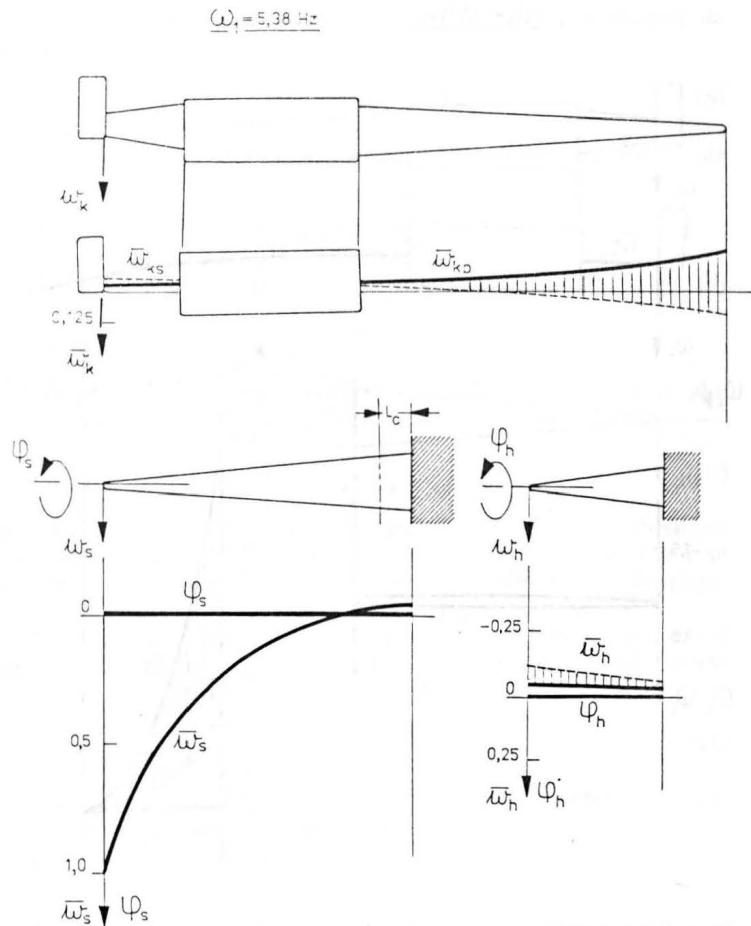
$$\begin{aligned}
 w_{c0} &= w_{sn1}, & \psi_{c0} &= \psi_{sn1} \cos \chi - \varphi_{sn1} \sin \chi, \\
 \varphi_{c0} &= \psi_{sn1} \sin \chi + \varphi_{sn1} \cos \chi, \\
 Q_{c0} &= Q_{sn1}, & M_{c0} &= M_{sn1} \cos \chi - N_{sn1} \sin \chi, \\
 N_{c0} &= N_{sn1} \cos \chi + M_{sn1} \sin \chi,
 \end{aligned} \quad (5)$$

gdzie: $\chi = \chi_s - \chi_c$, tj. różnica kątów skoku konsoli i centropłata (rys. 2).

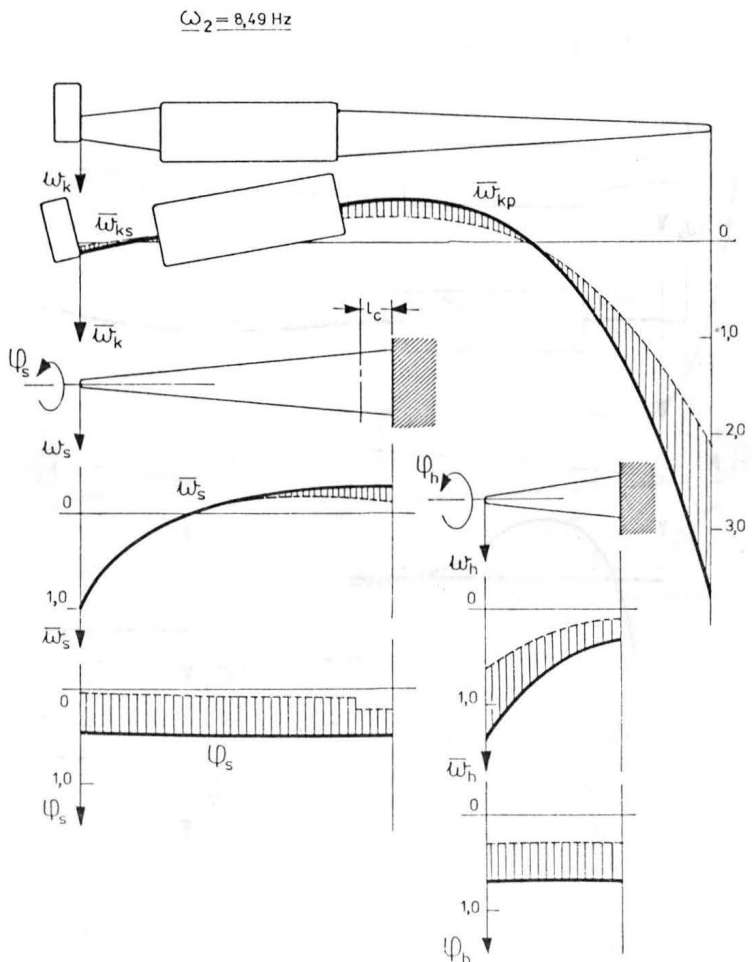
Następnie należy dodać równania ruchu brył sztywnych samolotu, zakładając, że drgania są małe, a ruch w płaszczyźnie symetrii samolotu płaski (rys. 1). Równania te, będące dynamicznymi warunkami sprzęgającymi zależności (4), mają postać:

— dla części przedniej (rys. 3a):

$$\begin{aligned}
 m_p \ddot{z}_p(t) &= \sum Q_{pi}(t) \\
 I_{yp} \ddot{\theta}_p(t) &= \sum M_{pi}(t) + \sum N_{pi}(t) + \sum I_{pi} Q_{pi}(t)
 \end{aligned} \quad (6a)$$

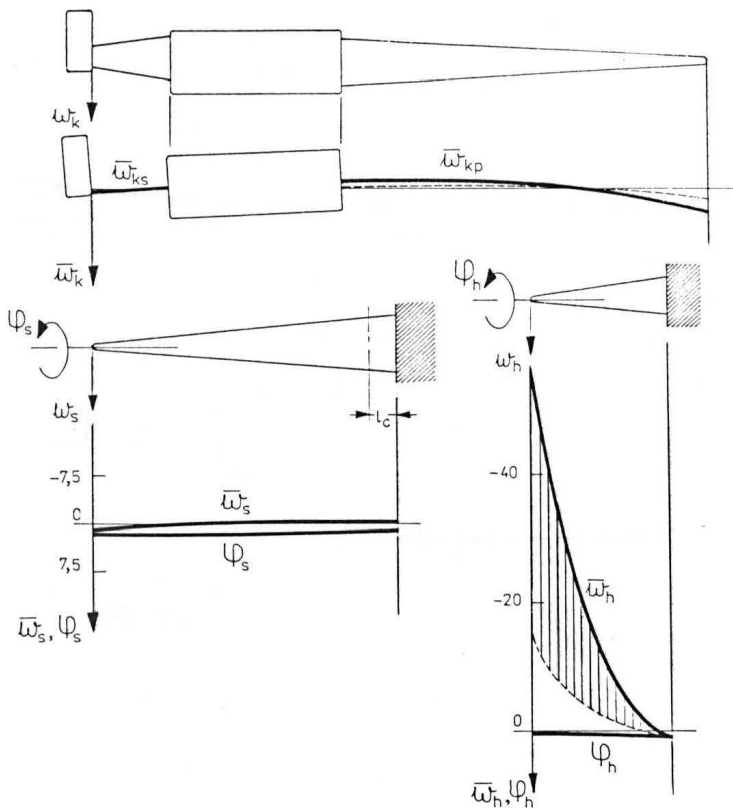


Rys. 6. Pierwsza postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca pierwszej częstotliwości giętych drgań skrzydła



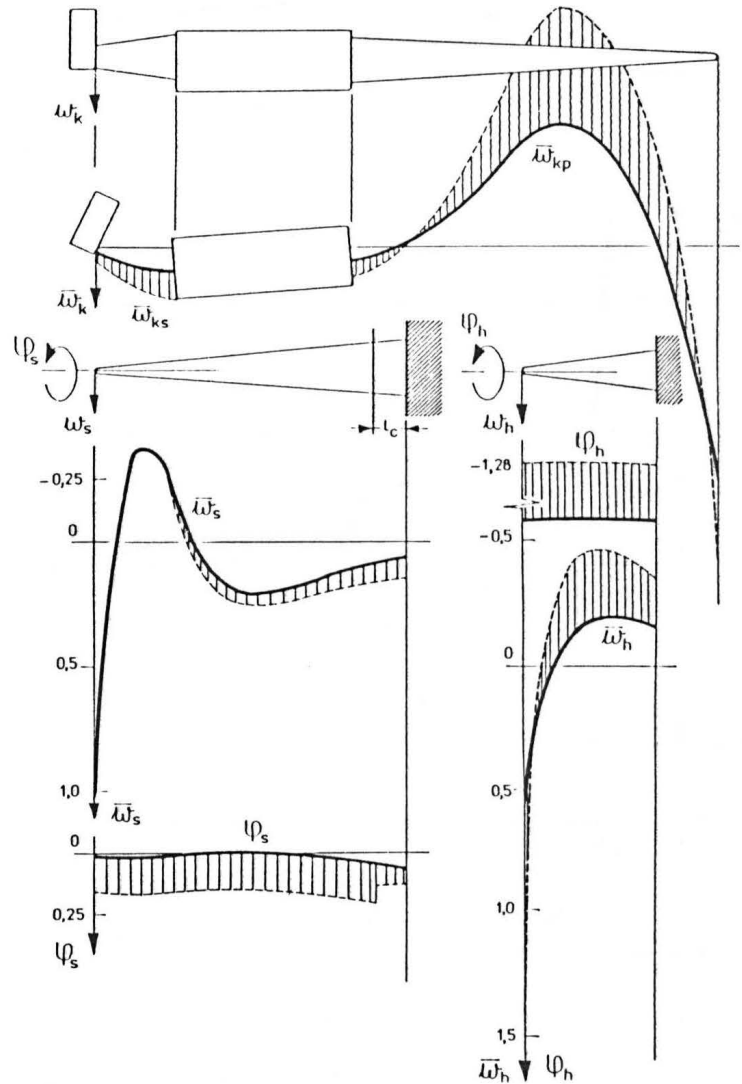
Rys. 7. Druga postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca pierwszej częstotliwości giętych drgań nosowej części kadłuba

$$\underline{\omega_3 = 10,71 \text{ Hz}}$$



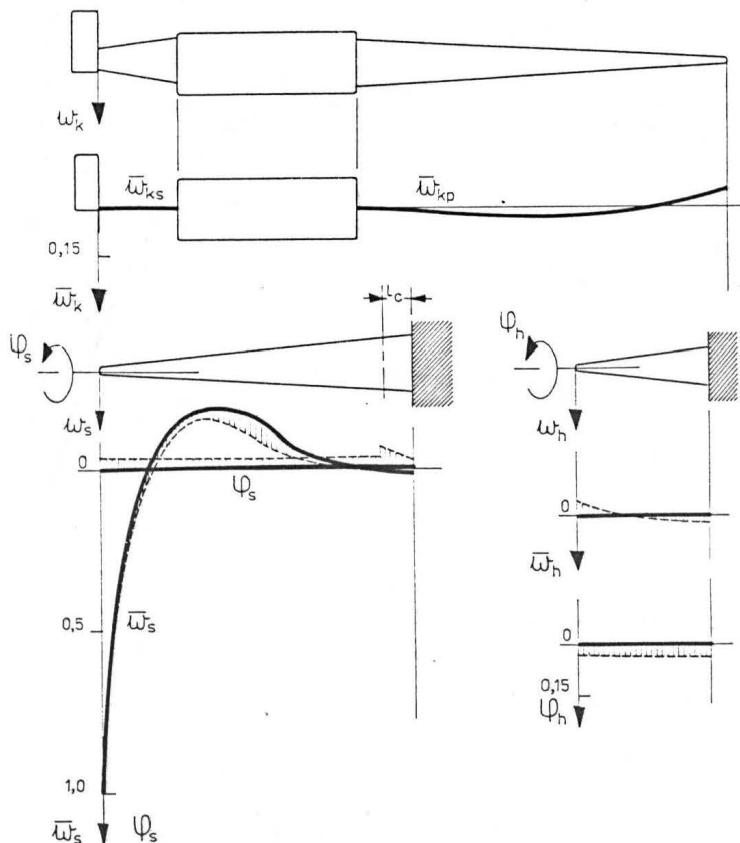
Rys. 8. Trzecia postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca pierwszej częstotliwości giętnych drgań usterzenia wysokości

$$\underline{\omega_5 = 24,48 \text{ Hz}}$$



Rys. 10. Piąta postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca drugiej częstotliwości giętnych drgań nosowej części kadłuba

$$\underline{\omega_4 = 14,24 \text{ Hz}}$$



Rys. 9. Czwarta postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca drugiej częstotliwości giętnych drgań skrzydła

— dla części tylnej (rys. 3b):

$$m_{i_v} \ddot{z}_{i_v}(t) = \sum Q_{i_v i}(t) \quad (6b)$$

$$I_{y_{i_v}} \ddot{\theta}_{i_v}(t) = \sum M_{i_v i}(t) + \sum N_{i_v i}(t) + \sum l_{i_v i} Q_{i_v i}(t)$$

gdzie: m_p, m_i, I_p, I_i – masy i masowe momenty bezwładności sztywnych brył samolotu. Po prawej stronie tych zależności występują siły i momenty wynikłe z oddziaływania odkształcalnych zespołów na sztywne bryły. Opis tych sił i momentów, zgodny z symbolami podanymi na rys. 3, zawarto w [10].

Do warunków (5), sprzęgających konsolę z centroplatem, oraz dynamicznych (6) należy jeszcze dodać warunki zgodności przemieszczeń i kątów obrotu sztywnych i odkształcalnych zespołów w przekrojach połączeń (rys. 3):

$$\begin{aligned} z_{p0} &= w_{ksn4} + l_{p1} \psi_{ksn4} = w_{cn2} - (l_{p1} - l_{p2}) \psi_{cn2} = \\ &= w_{kp0} + (l_{p1} - l_{p4}) \psi_{kp0} \end{aligned} \quad (7)$$

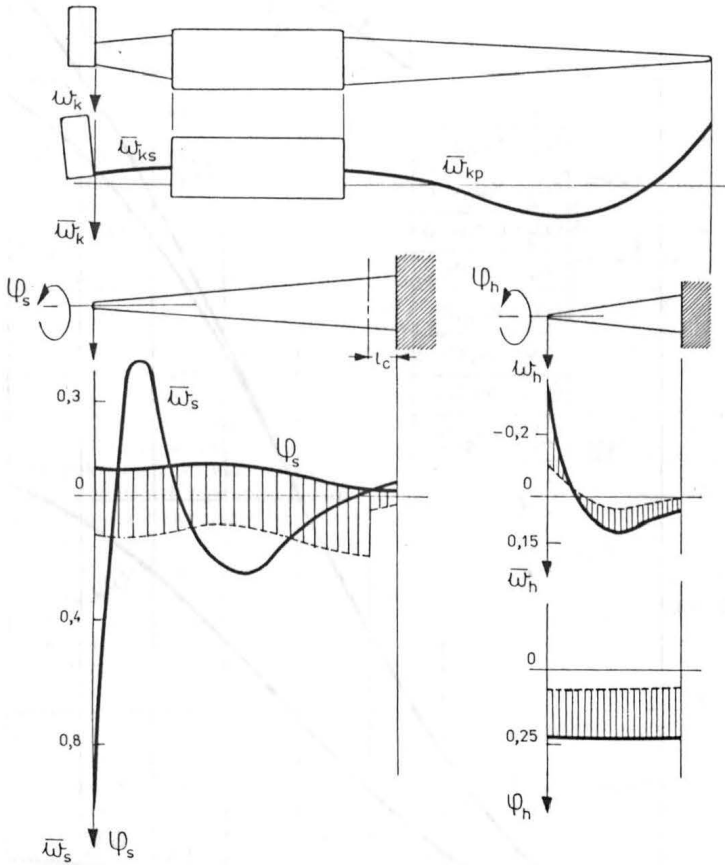
$$\theta_{p0} = -\psi_{ksn4} = -\psi_{kp0} = \varphi_{cn2}$$

$$z_{i_v0} = w_{ks0} - l_{i1} \psi_{ks0} = w_{hn3} + (l_{i_v1} - l_{i_v2}) \psi_{hn3}$$

$$\theta_{i_v0} = \varphi_{hn3} = -\psi_{ks0}$$

które są kinematycznymi warunkami sprzęgającymi równania równowagi dynamicznej skrzydła, usterzenia wysokości i odkształcalnych części kadłuba. Ponadto należy jeszcze uwzględnić warunki brzegowe

$$\underline{\omega}_6 = 27,36 \text{ Hz}$$



Rys. 11. Szósta postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca trzeciej częstotliwości giętych drgań skrzydła

w przekrojach mocowania centroplata i usterzenia wysokości do kadłuba:

$$\psi_{cn2} = \psi_{hn3} = 0 \quad (8)$$

oraz jednorodne na swobodnych końcach konsoli skrzydła, usterzenia wysokości i nosowej części kadłuba:

$$\begin{aligned} Q_{s0} &= M_{s0} = N_{s0} = 0 \\ Q_{h0} &= M_{h0} = N_{h0} = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

$$Q_{kpn5} = M_{kpn5} = 0$$

Po wprowadzeniu równań (4) warunków (5 ÷ 9), otrzymujemy globalny jednorodny układ równań algebraicznych w postaci:

$$\underline{C} \cdot \underline{p} = 0 \quad (10)$$

w którym \underline{p} jest wektorem uogólnionych przemieszczeń swobodnych końców skrzydła i usterzenia wysokości oraz przemieszczeń i sił odkształcalnych części kadłuba w przekrojach połączeń. Macierz $\underline{C}_{14 \times 14}$ charakteryzuje parametry masowe i sprężyste układu.

Poszukiwane równanie częstości problemu symetrycznych drgań samolotu z płatem o zmiennej geometrii otrzymuje się ze znikania wyznacznika charakterystycznego układu (10):

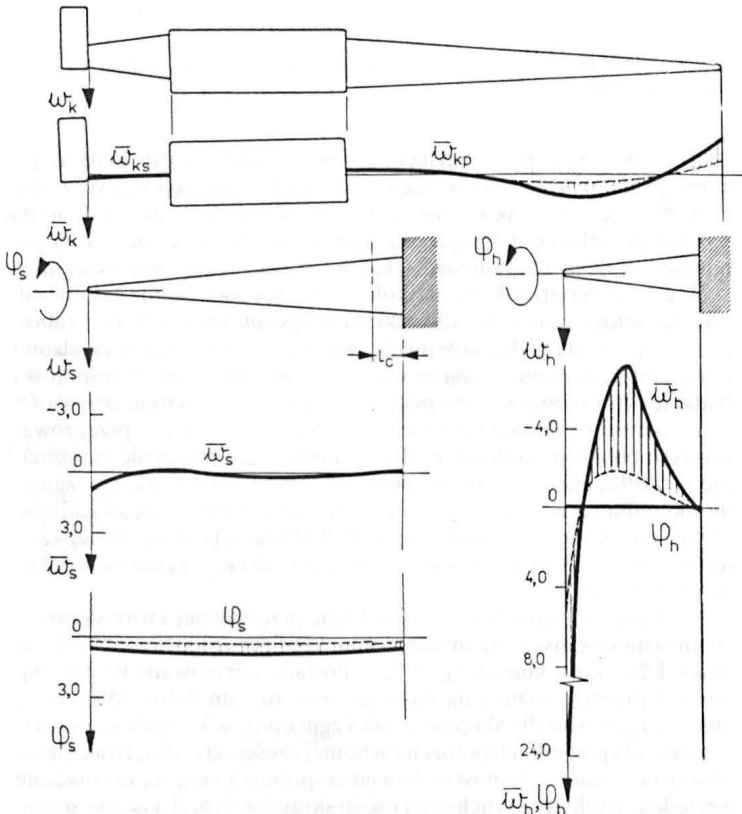
$$\Delta = \det \underline{C} = 0 \quad (11)$$

Po wyznaczeniu częstości drgań z równania (11), symetryczne postacie własne samolotu określa się z zależności (10).

Wyniki obliczeń

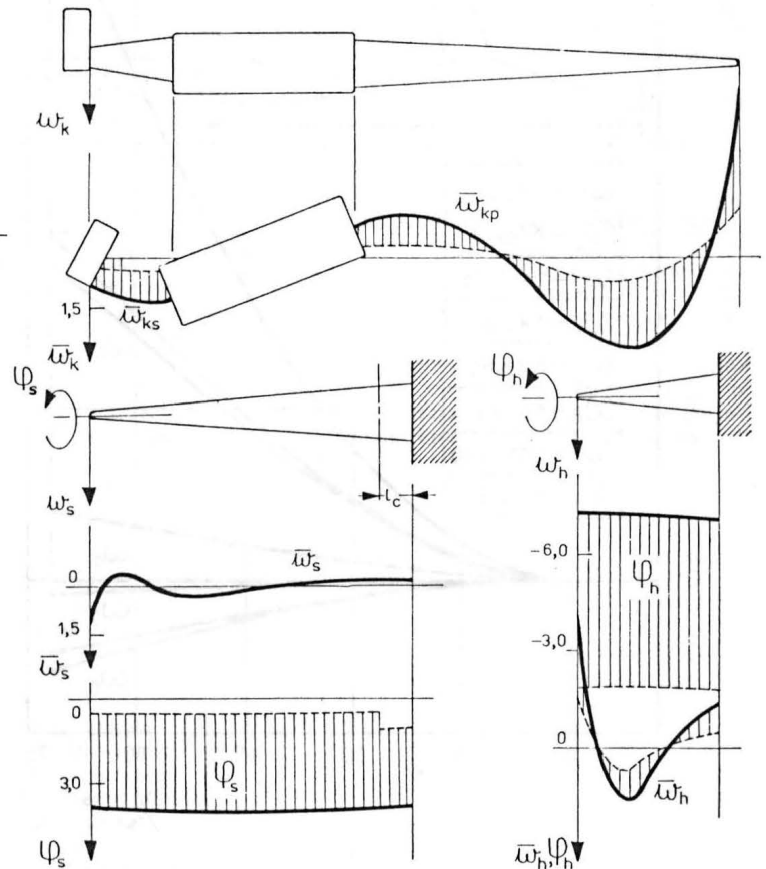
Opracowano algorytm obliczeń i zredagowano program na maszynie matematycznej Odra-1305. Wyznaczanie wartości i wektorów własnych jest oparte na metodzie bisekcji [13], eliminacji Gaussa i wyko-

$$\underline{\omega}_7 = 31,58 \text{ Hz}$$



Rys. 12. Siódma postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca drugiej częstotliwości giętych drgań usterzenia wysokości

$$\underline{\omega}_8 = 38,78 \text{ Hz}$$



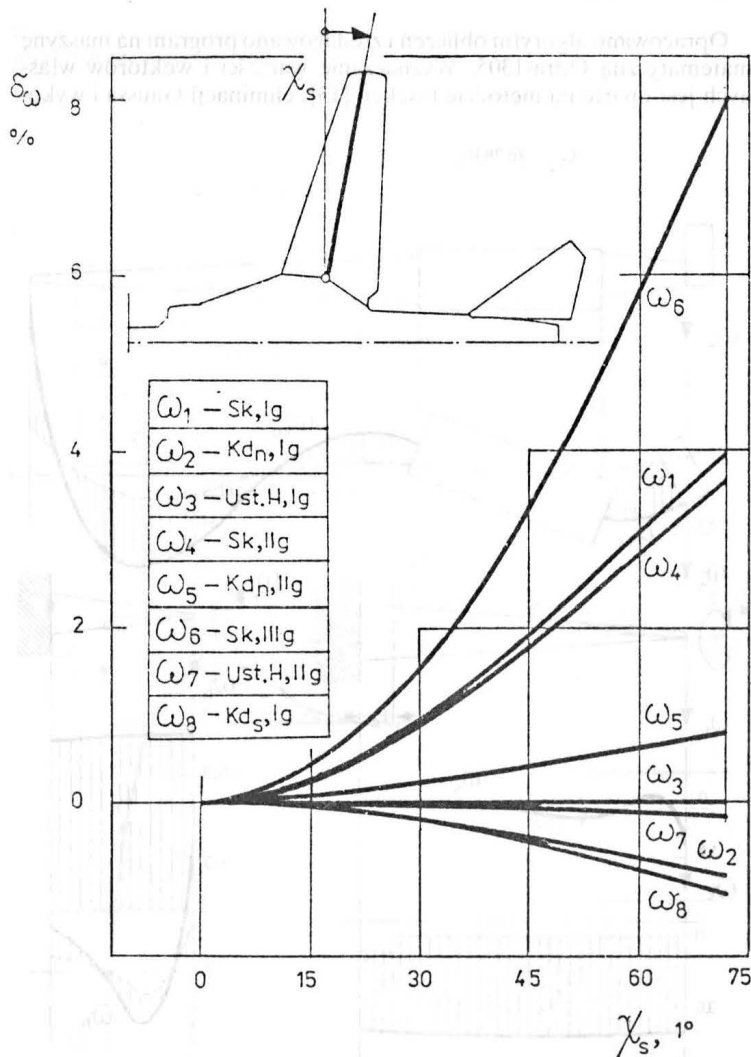
Rys. 13. Ósma postać widma symetrycznych drgań, odpowiadająca pierwszej częstotliwości giętych drgań środkowej części kadłuba

rzystaniu efektu pasmowości globalnej macierzy \underline{C} badanego układu samolotu.

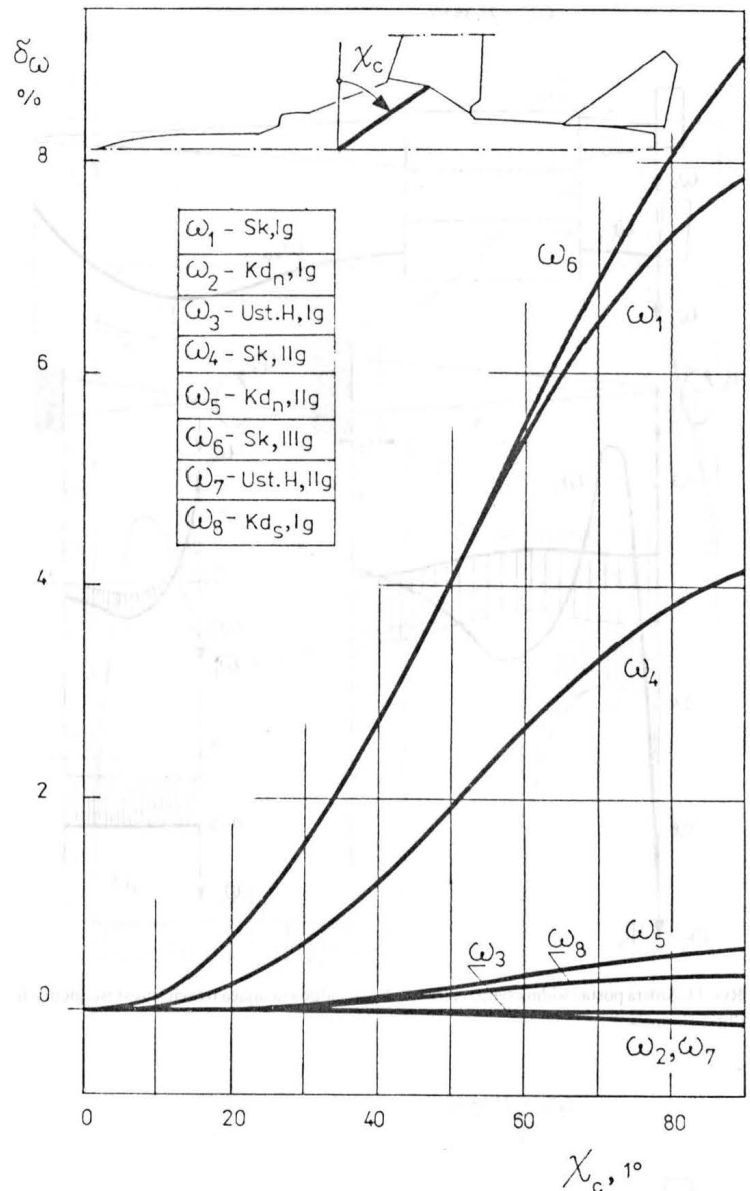
Analizie numerycznej poddano samolot myśliwski z napędem odrzutowym konstrukcji Mikojana. Niezbędne rozkłady parametrów masowych i sztywnościowych dla odkształcalnych zespołów tego samolotu wyznaczono opierając się na normach wytrzymałości, wychodząc z obciążeń zewnętrznych działających na strukturę nośną konstrukcji tej klasy. Niektóre otrzymane charakterystyki dla skrzydła i nosowej części kadłuba pokazują rysunki. Rys. 4 przedstawia rozkład masy bieżącej m_s i geometrycznego momentu bezwładności J_s wzdłuż długości skrzydła, a rys. 5 – takie same parametry, lecz dla nosowej części kadłuba.

Obliczenia wykonano zakładając, że odkształcalne zespoły o zbliżonych długościach dzielono na tę samą liczbę elementów: skrzydło (konsola i centroplata) – na n_1 elementów, a połówkę usterzenia wysokości i środkową część kadłuba – na n_2 elementów. Stosowano podziały na elementy o różnej długości, zależnie od rozkładów parametrów masowych i geometrycznych odkształcalnych zespołów samolotu (np. rys. 4 i 5). Obliczenia wykonano przy podziałach na $n_1 = 20$ i $n_2 = 10$ elementów. Z poprzednich prac [11, 12] wynika, że przyjęcie takiej liczby elementów wystarczająco dobrze aproksymuje rzeczywiste rozkłady parametrów masowych i sprężystych samolotu, a otrzymane wyniki są zbliżone do wyników otrzymanych z badań rezonansowych rzeczywistej konstrukcji.

Na rys. 6÷13 przedstawiono wyniki obliczeń częstości widma $\omega_1 \div \omega_8$ i odpowiadając im symetryczne postacie. Wykresy ilustrują zmiany linii ugięcia środkowej i nosowej części kadłuba $\bar{w}_{k,s}$, $\bar{w}_{k,p}$; ugięcia i skręcenia skrzydła \bar{w}_s , φ_s oraz połówki usterzenia wysokości \bar{w}_h , φ_h . Wszystkie wykresy wykonano przy założeniu jednostkowego ugięcia swobodnego końca konsoli, tj. $\bar{w}_{s,0} = 1$. Postacie narysowane linią ciągłą dotyczą częstości obliczonych dla samolotu w konfiguracji



Rys. 14. Wpływ kąta skosu χ_s ruchomej części skrzydła na częstości rozpatrywanego widma drgań samolotu. Oznaczenia: Kd_n – nosowa część kadłuba; Kd_s – środkowa część kadłuba; Sk – skrzydło; Ust. H. – usterzenie; I, II, III – postacie drgań: pierwsza, druga i trzecia; g – zginanie (np. Ust. H, IIg – dotyczy drugiej części giętych drgań usterzenia wysokości)



Rys. 15. Wpływ kąta skosu χ_c centroplata na częstości badanego widma drgań samolotu. Oznaczenia jak na rys. 14

„rozłożone”, tzn. przy przyjęciu zerowych kątów skosu konsoli χ_s i centroplata χ_c . Częstości obliczone dla tej konfiguracji skrzydła oraz przy przyjęciu kąta skosu usterzenia wysokości $\chi_h = 50^\circ$ podano na każdym rysunku i w dalszej części artykułu będziemy je nazywać nominalnymi. Podany na rysunkach wymiar l_c oznacza długość centroplata.

W celu przyporządkowania kolejnych częstości widma odpowiednim zespołom samolotu, wykorzystano sposób postępowania zaproponowany w [11]: dla kolejnych częstości $\omega_1 \div \omega_8$ przeprowadzono obliczenia zmieniając jedną ze sztywności odkształcalnych zespołów i badając, która częstość zmienia się najbardziej. Wszystkie sztywności zmniejszono i zwiększono 10-krotnie. Na podstawie tak przeprowadzonych obliczeń ustalono, że dla ω_1 dominujące znaczenie ma zginanie skrzydła, dla ω_2 – zginanie nosowej części kadłuba, dla ω_3 – zginanie skrzydła (druga postać), dla ω_4 – zginanie nosowej części kadłuba (druga postać), dla ω_5 – zginanie skrzydła (trzecia postać), dla ω_6 – zginanie usterzenia wysokości (druga postać) i dla ω_8 – zginanie środkowej części kadłuba.

Na rys. 6÷13 naniesiono również linie przerywane, które są postaciami symetrycznych drgań samolotu o konfiguracji „złożone”, tj. dla maks. kąta skosu konsoli ($\chi_s = 72^\circ$). Postacie narysowane liniami ciągłymi i przerywanymi (dla każdego zespołu samolotu) wyznaczają obszary (zarówno dla skręcania, jak i zginania), w których są zawarte postacie dla pośrednich położenia ruchomej części skrzydła. Brak takich obszarów oznacza, że postać danego zespołu zmienia się nieznacznie względem wychylenia ruchomej części skrzydła. Np. dla ω_1 i ω_6 postacie odkształcalnych części kadłuba praktycznie nie ulegają zmianie (rys. 9 i 11). Podobnie jest dla skrętnych postaci usterzenia odpowia-

cd. na str. 15

Lekki śmigłowiec wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, w układzie dwuwirnikowym współosiowym.

Wirniki. Usytuowane współosiowo, nachylenie osi 6° do przodu, trójłopatowe, wirnik górny prawoobrotowy (patrząc z góry), dolny – lewoobrotowy. Konstrukcja łopatek kompozytowa: dźwigar-nosek w formie profilowej rury z rowingu szklanego przesykanego żywicą epoksydową. Część spływuwa dzielona na krótkie sekcje. Każda sekcja przekładkowa, z kompozytu szklano-epoksydowego i wypełniacza ze sztywnej pianki poliuretanowej. Kąt skrzywienia łopaty 11°36'. Na każdej łopacie metalowa klapka wyważająco-regulacyjna ustawiona na ziemi. Noski łopatek pokryte cienką warstwą gumy. Zawieszenie łopatek na głowicach zapewnia im swobodę obrotów względem wszystkich trzech osi. Piasty i pierścienie sterujące łopatek w postaci odkuwek stalowych.

Kadłub. Przekrój w części przedniej prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Przednia część tworzy kabinę załogi o kształcie elipsoidalnym od przodu, przechodzącym w zbliżony do prostopadłościennego ku tyłowi. Kabina z miejscami załogi obok siebie, bogato oszklona: dwie wypukłe duże szyby przednie są uzupełnione wypukłymi szybami dolnymi i szybami bocznymi w odsuwanych drzwiach z obu stron. Środkowa część kadłuba jest płaską skrzynią usytuowaną na poziomie powyżej sufitu kabiny załogi. Niesie ona zespół napędowy, przekładnię główną, belki ogonowe i podwozie główne, mocowane do dwóch krótkich wysięgników-skrzydłek. Wewnątrz nie mieszczą się zbiorniki paliwowe. Tylną część kadłuba tworzą dwie usytuowane równolegle belki o przekroju kołowym i klasycznej konstrukcji półskorupowej. Pod belkami, przy ich zakończeniach, jest umocowany statecznik poziomy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie zdwojonym (H). Obrys usterzenia poziomego prostokątny, usterzeń pionowych – owalny. Statecznik poziomy dwudźwigarowy metalowy, ster wysokości o szkieletie metalowym, pokryty tkaniną. Dwudźwigarowe stateczniki pionowe pokryte blachą żłobkową, stery o szkieletie metalowym, kryte tkaniną. Płaszczyny symetrii stateczników pionowych zbiegają się ku przodowi tworząc kąt 15°. Wychylenia sterów kierunku – po 27° w obie strony. Ster wysokości nastawiony na kąt 16°.

Sterowanie. Sterownice w kabinie zdwojone. Układy sterowania wirnikami popychaczowe, sterami – popychaczowo-linkowe.

Podwozie. Stałe, czterzespolowe. Wszystkie golenie teleskopowe, każda wsparta dwoma zastrzałami. Wszystkie koła na widełkach, koła przednie samonastawne, koła główne wyposażone w



hamulce hydrauliczne. Amortyzacja olejowo-gazowa.

Zespół napędowy. Silnik turbowalowy TWD-100 o mocy 537 kW, usytuowany na grzbiecie środkowej części kadłuba za osią zespołu wirnikowego. Wylot spalin skierowany do tyłu. Osłony silnika metalowe.

Układ przeniesienia napędu. Przekładnia główna jest rozwinięciem przekładni R-26 ze śmigłowca Ka-26. Obroty wałów wyjściowych – 306 obr./min.

Wyposażenie. Zbliżone do stosowanego w śmigłowcu Ka-26, z zastosowaniem nowocześniejszych przyrządów i radiostacji. Tablica przyrządów usytuowana centralnie między pilotami.

Instalacje. Paliwowa – trzy miękkie zbiorniki gumowe wewnątrz konstrukcji środkowej części kadłuba, łączna pojemność 630 l, napełnianie ciśnieniowe. Hydrauliczna – ciśnienie robocze 6,2÷8,2 MPa, służy do zasilania wzmacniaczy układu sterowania. Elektryczna – napięcie prądu stałego 27 V, prądu przemiennego 115 V, prądnicą napędzaną przez silnik, akumulator w przodzie kadłuba. Pneumatyczna – służy do napędzania zespołów instalacji rolniczych. Przeciwośluzeniowa – typu cieczowego, chroni noski łopatek i szyby przednie. Klimatyzacyjna – zapewnia odpowiednie parametry powietrza wewnątrz kabiny załogi i podwieszanej kabiny pasażerskiej.

Wyposażenie wersyjne. Śmigłowiec jest przewidziany, podobnie jak Ka-26, jako nosiciel wyposażenia nadającego mu właściwe cechy użytkowe. Może być użytkowany w wersjach:

- transportowej (z platformą ładunkową podwieszoną pod środkową częścią kadłuba),
- pasażerskiej (z podwieszoną kabiną pasażersko-ładunkową; jest ona dostępna przez tylne drzwi),
- rolniczej do oprysków (ze zbiornikiem pod kadłubem i układem rur z dyszami opryskującymi),
- rolniczej do rozsypania (ze zbiornikiem pod kadłubem i urządzeniem wysypowym).

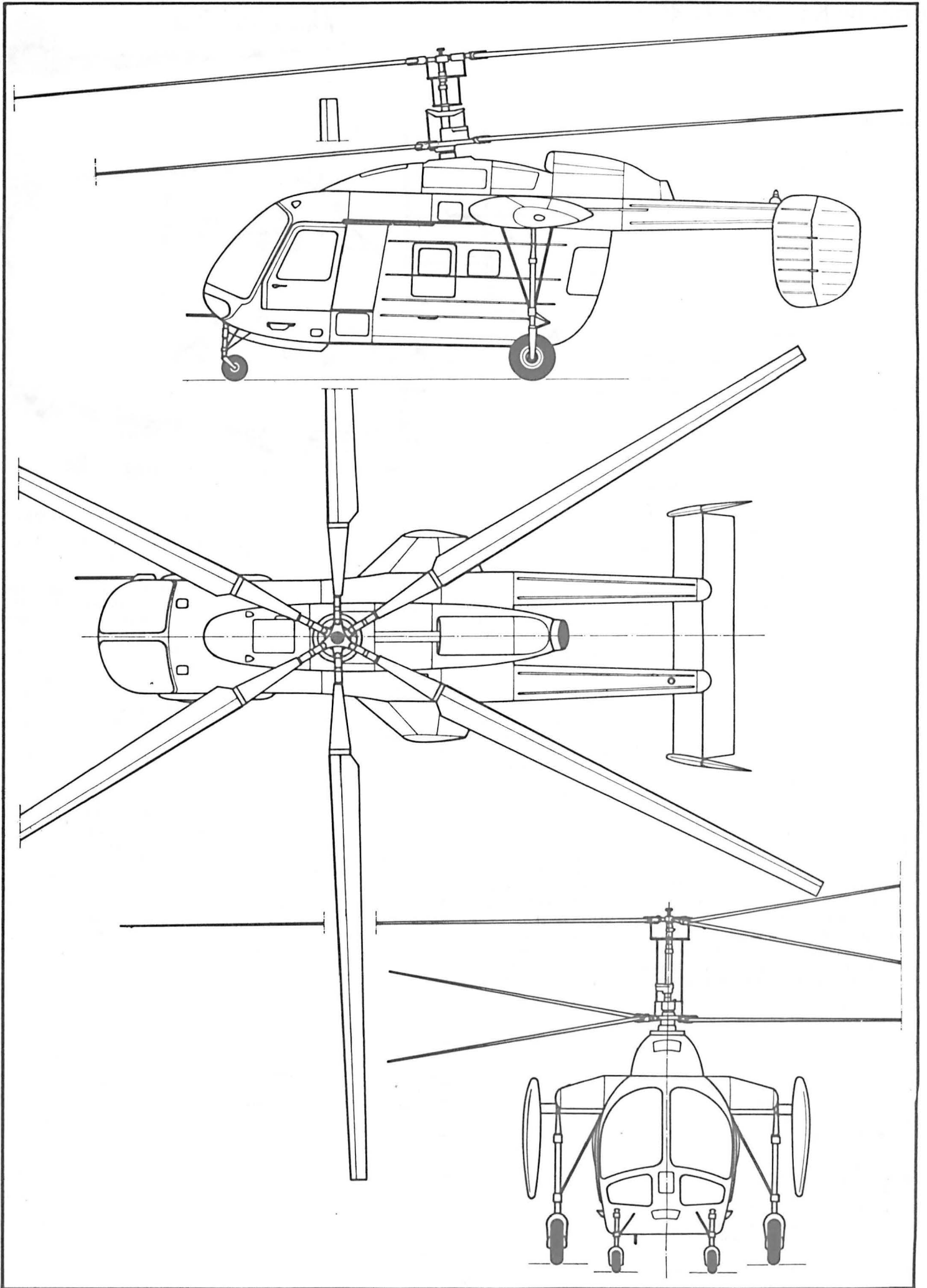
W wersjach rolniczych wlot powietrza do instalacji klimatyzacyjnej jest zaopatrzony w filtr.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Śmigłowiec Ka-26, skonstruowany na przełomie lat 1950/1960 i produkowany seryjnie od 1961 r. 30 lat później doczekał się nowego następcy. Od 1981 r. biuro konstrukcyjne Kamowa pracowało nad jego wersją turbiniową. Początkowo projektowano zastosowanie dwóch silników turbinowych (nieokreślonego typu), ostatecznie jednak zdecydowano się na silnik TWD-100. Prototyp śmigłowca z tym silnikiem oblatano w 1986 r. Otrzymał on oznaczenie Ka-126. Umowę licencyjną na produkcję Ka-126 zawarto w Rumunii (ICA Brasov). Początkowo w Rumunii mają być przebudowywane na Ka-126 nadające się jeszcze do tego celu starsze śmigłowce Ka-26, których do 1977 r. zbudowano ponad 600. Modyfikacja taka wydaje się być obiecująca, ponieważ umożliwia uzyskanie o 1000 kg większego udźwigu (przy tej samej masie startowej), o ok. 7% większej prędkości przelotowej, o 50% większego zasięgu i o ok. 27% większej długości trwania lotu. Produkcja w ICA Brasov trwa od 1987 r.

DANE TECHNICZNE

Średnica wirników	13,00 m	Powierzchnia platformy norm./maks.	2,6/3 m ²
Długość kadłuba	7,76 m	Powierzchnia tarczy pojedynczego wirnika	132,67 m ²
Rozpiętość statecznika poziomego	3,22 m	Powierzchnia usterzenia poziomego	1,97 m ²
Ciężka usterzenia poziomego	0,70 m	Powierzchnia steru wysokości	0,85 m ²
Rozstaw osi belek ogonowych	1,11 m	Powierzchnia stateczników pionowych	2 × 0,62 m ²
Rozstaw podwozia przedniego	0,90 m	Powierzchnia sterów kierunku	2 × 0,62 m ²
Rozstaw podwozia głównego	2,56 m	Masa użyteczna	ok. 1000 kg
Baza podwozia	3,48 m	Masa startowa	3250 kg
Wysokość postojowa	4,16 m	Obciążenie tarcz wirników	12,25 kg/m ²
Odległość płaszczyzn wirników	1,17 m	Obciążenie mocy	6,05 kg/kW
Długość wnętrza kabiny podwieszanej	1,84 m	Prędkość przelotowa	160 km/h
Szerokość podłogi kabiny podwieszanej	1,28 m	Pułap zawisu	1000 m
Wysokość wnętrza kabiny podwieszanej	1,4 m	Zasięg	600 km
Powierzchnia podłogi kabiny podwieszanej	2,29 m ²	Długość trwania lotu	4 h 40 min
Objętość wnętrza kabiny podwieszanej	3,2 m ³	Zużycie paliwa	120 l/h
Długość platformy podwieszanej norm./maks.	1,88/2,17 m		
Szerokość podłogi platformy	1,38 m		

T.M.



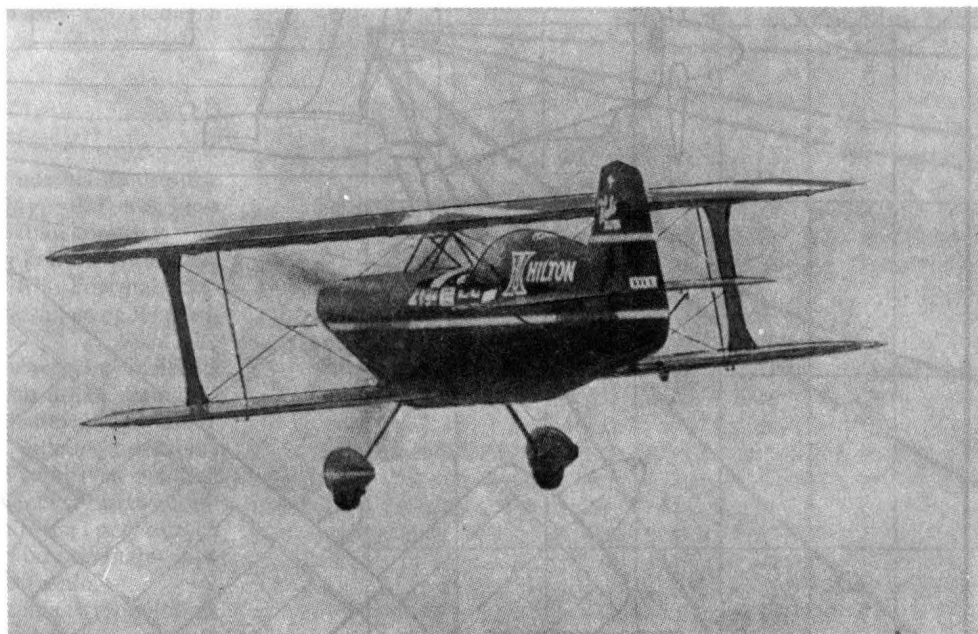
Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy zastrzałowy dwupłat o konstrukcji mieszanej ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys prostokątny z zaokrągloną końcówką, profil symetryczny o grubości 15%, płat górny ze skokiem 7°, bez wzniosu, płat dolny prosty, ze wzniosem 2°. Konstrukcja obu płatów dwudźwigarowa, płat górny trójdzielny (z krótką częścią środkową), płat dolny dwudzielny. Konstrukcja płatów drewniana, noski kryte sklejką, części spływowe i przestrzenie międzydźwigarowe – tkaniną. Żebra wykrzyżowane cięgnami z drutu w płaszczynie cięciw w przestrzeniach międzydźwigarowych. Środkowa część płata górnego mocowana na piramidce wyprowadzonej ze struktury kadłuba. Oba płaty połączone zastrzałami z kropłowym oprofilowaniem. Lotki na obu płatach. Lotki płatów górnego i dolnego wzajemnie połączone, zawieszane dwupunktowo. Konstrukcja lotek: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny. Na lewym dolnym płacie rurka Pitota. Obydwa płaty wykrzyżowane cięgnami z drutu stalowego.

Kadłub. Przekrój zbliżony do prostokątnego. Konstrukcja kratownicowa spawana z rur stalowych. Nad grodzią kratownicy nad płatem dolnym mieści się zbiornik paliwowy. Mocowania goleni podwozia głównego przed płatem dolnym. Kadłub silnie spłaszczony za kabiną pilota. Przednia część kadłuba zamknięta ścianą ogniową. Kadłub pokryty tkaniną ułożoną na drewnianych listwach, góra kadłuba nad zbiornikiem paliwa pokryta blachą duralową. Osłona kabiny jednocześnie, otwierana na bok w prawo, oszklenie kabiny – mała kopułka tłoczona ze szkła organicznego. Grzbiet tylnej części kadłuba za osłoną kabiny pokryty blachą duralową.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, zbliżonym do krzyżowego. Obrisy usterzeń trapezowe z owalnie zaokrąglonymi narożnikami. Profile obu usterzeń płaskie. Konstrukcja stateczników metalowa – dźwigar i krawędzie natarcia z rur, pokrycie z tkaniny. Analogiczna jest konstrukcja sterów, lecz na drewnianym szkielecie. Na prawym segmencie steru wysokości klapka wyważająca. Statecznik poziomy jest podparty od dołu zastrzałami i wykrzyżowany cięgnami ze statecznikiem pionowym.



Sterowanie. Układy sterowania lotkami i sterem wysokości popychaczowe, ster kierunku sterowany linkowo.

Podwozie. Stałe, z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego sprężyste, duralowe. Koła główne wyposażone w hamulce hydrauliczne tarczowe i osłonięte owiewkami z kompozytu szklano-epoksydowego. Goleń podwozia tylnego sprężyste, kółko samonastawne na widelcu.

Zespół napędowy. Płaski, sześciocylinnowy, chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming IO-540 modyfikowany przez konstruktora samolotu, moc silnika 221 kW. Śmigło trójłopatowe nastawne Hoffmann. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego metalowe.

Instalacje. Paliwowa – zbiornik na kratownicy kadłuba nad płatem dolnym. Elektryczna – do rozruchu i zasilania przyrządów, napięcie 24/28 V.

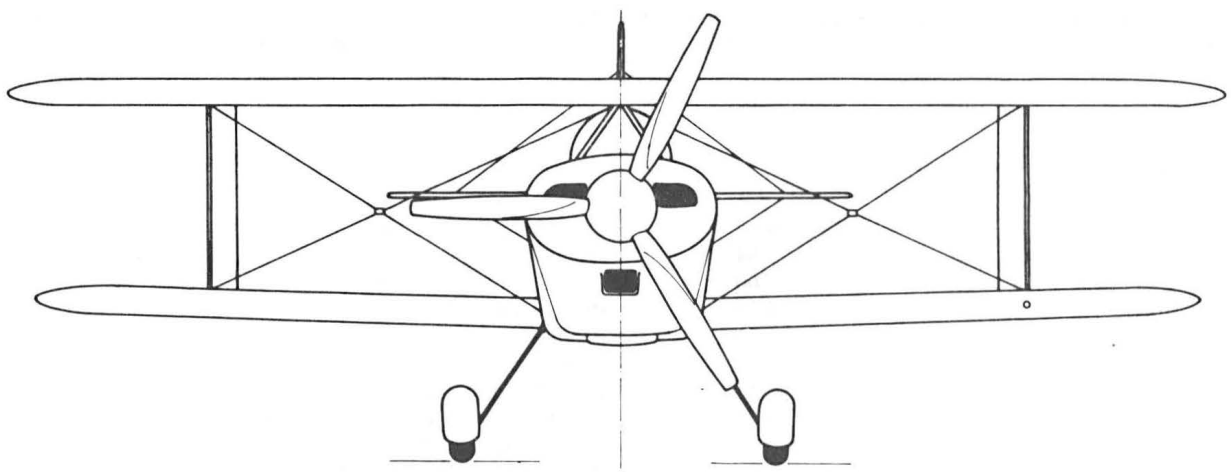
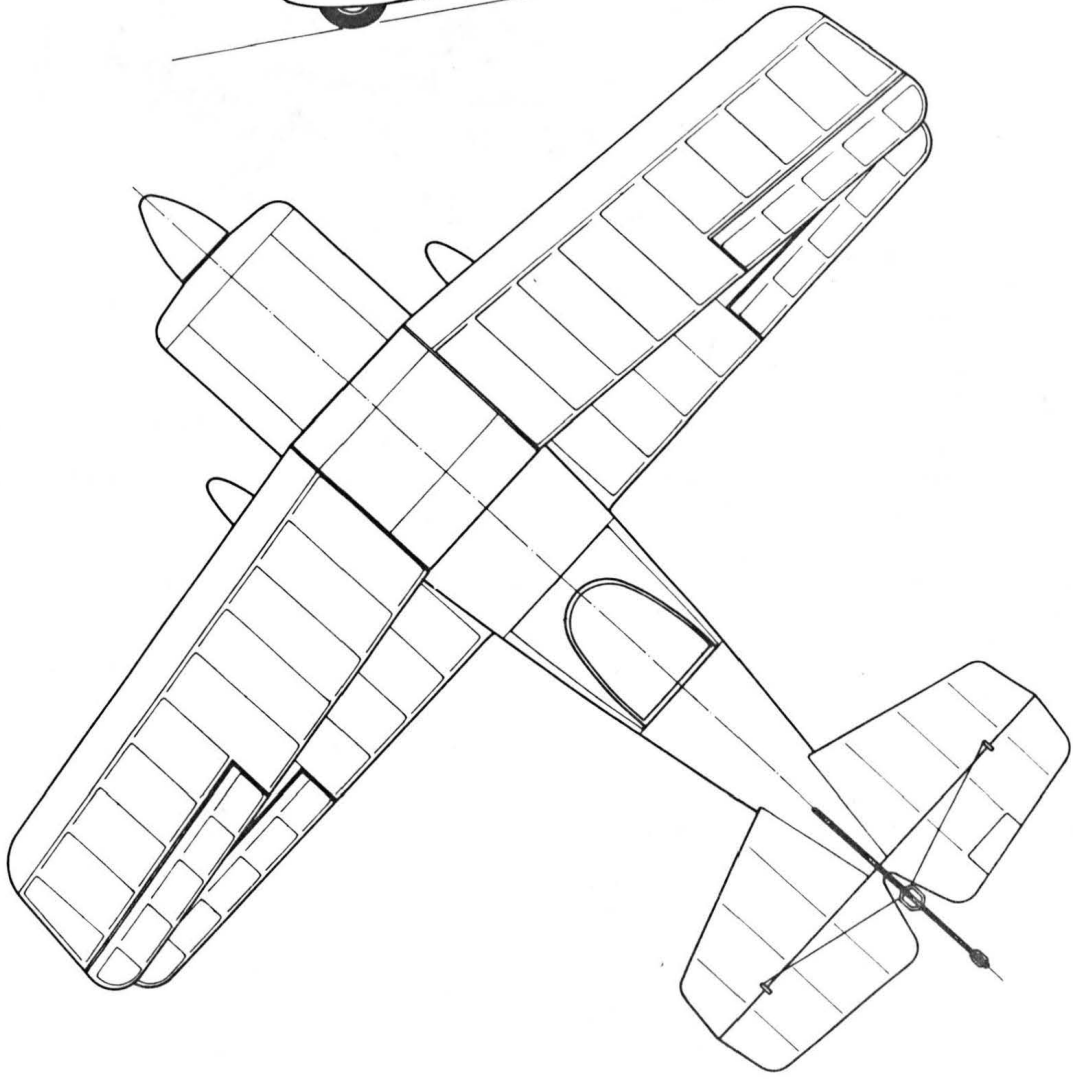
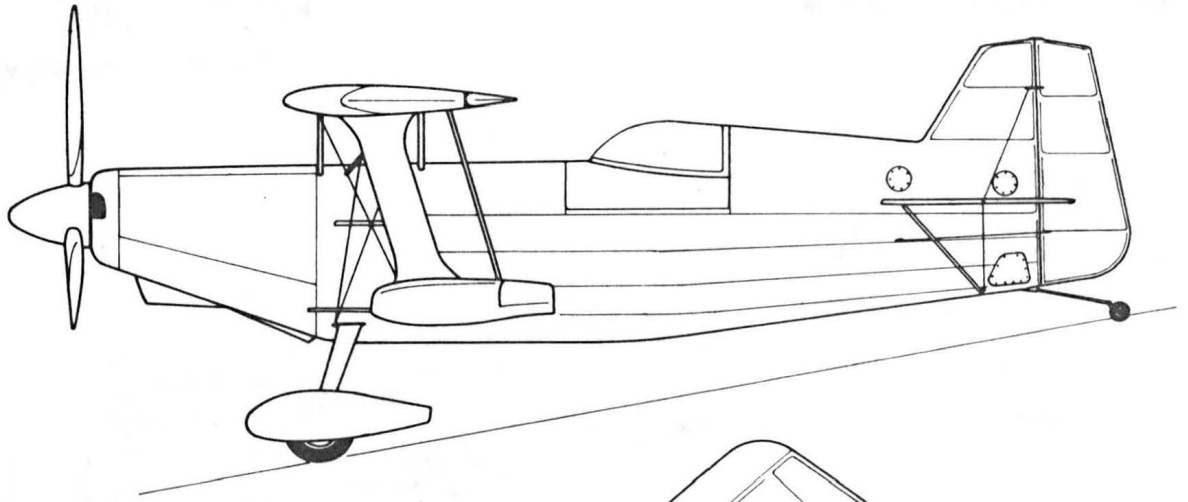
Wyposażenie. Zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-kontrolnych, możliwość zabudowy radiostacji.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Weeks Solution jest jedną z wielu modyfikacji znanych samolotów Pitts Special. Jego konstruk-

tor i właściciel, dyrektor muzeum lotniczego na Florydzie, znany sportowiec lotniczy Kermit Weeks zbudował przed nim już kilka innych. Ze swych doświadczeń konstruktora i pilota wyciągnął wniosek, że dla samolotu akrobacyjnego szczególnie ważna jest odpowiednia moc silnika, a więc i możliwie najniższe obciążenie powierzchni nośnej. Opracowanie samolotu Solution K. Weeks rozpoczął w 1982 r. korzystając z niektórych gotowych elementów z zestawu do budowy samolotu Pitts Special. Samolot Solution brał udział w wielu zawodach w akrobacji i był ciągle doskonalony. K. Weeks doszedł do wniosku, że współczynnik obciążenia mocy powinien wynosić 2,4÷2,6 kg/kW. W tym przypadku ciąg statyczny śmigła przewyższa ciężar samolotu, co nadaje mu dobre właściwości w figurach pionowych. Od dłuższego czasu Weeks Solution jest jedynym samolotem, który może „zawisać” na śmigle jak śmigłowiec. Koncepcja konstruktora sprawdziła się – na wszystkich zawodach samolot Solution zajmował miejsca w ścisłej czołówce. Także koncepcja samolotu jako dwupłata okazała się konkurencyjna wobec panujących niepodzielnie w nowych opracowaniach dolno- i średniopłatów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość płata górnego	6,10 m	Obciążenie powierzchni	66,9 kg/m ²
Rozpiętość płata dolnego	5,84 m	Obciążenie mocy	2,53 kg/kW
Długość	5,60 m	Prędkość nurkowania dopuszczalna	400 km/h
Wysokość w linii lotu	4,25 m	Prędkość maks.	346 km/h
Cięciwa płata	0,91 m	Prędkość przelotowa	314 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,68 m	Prędkość min.	115 km/h
Baza podwozia	8,15 m	Prędkość min. w locie odwróconym	115 km/h
Rozstaw podwozia	3,12 m	Prędkość kątowna obrotu wokół osi podłużnej po wychyleniu lotek	6 rad/s
Powierzchnia nośna	9,15 m ²	Współczynniki obciążenia konstrukcji	+10 do -10
Masa własna	395 kg		T.M.
Masa startowa	615 kg		



dających częstościom ω_1 i ω_3 (rys. 6 i 8). Z obliczeń wynika, że dla niektórych częstości widma również postacie skrzydłowe są mało „wrażliwe” na zmianę położenia konsoli: dla ω_1 i ω_3 (rys. 6 i 8) – zarówno skrętna, jak i giętne, a dla $\omega_6 \div \omega_8$ (rys. 11 i 13) – postacie giętne.

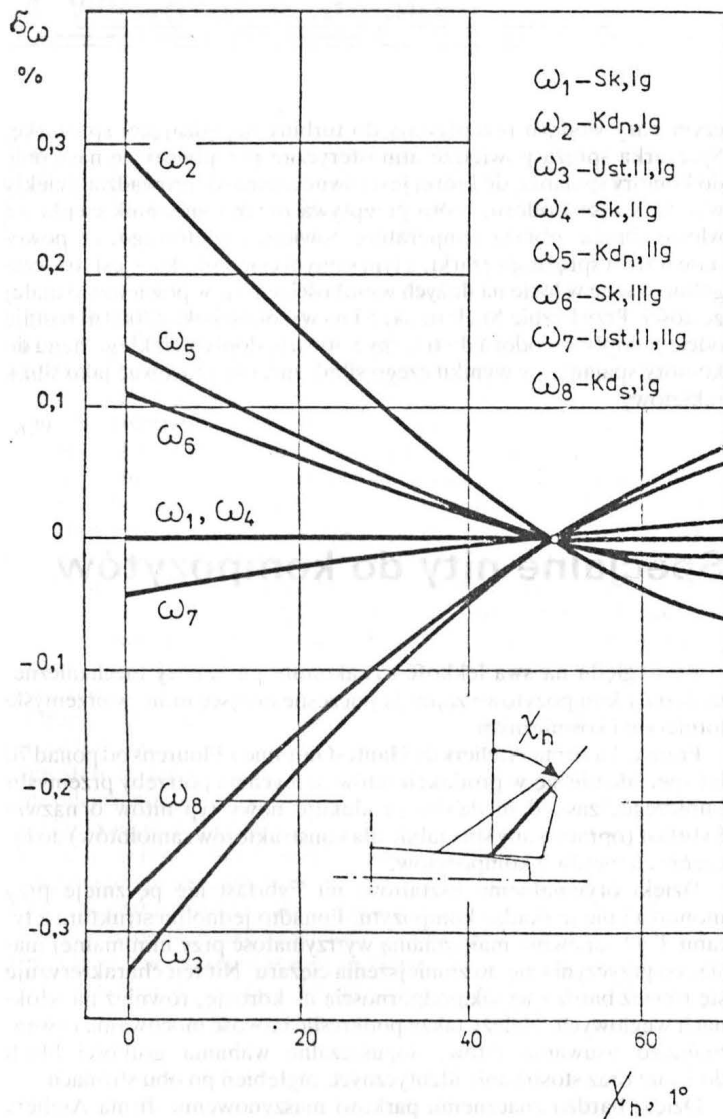
Wpływ zmian kąta skosu ruchomej części skrzydła na widmo częstości samolotu ilustruje rys. 14, na którym pokazano zmianę względnych różnic częstości:

$$\delta_{\omega} = \frac{\omega_{j,0} - \omega_{j,\alpha}}{\omega_{j,0}} \cdot 100\% \quad (12)$$

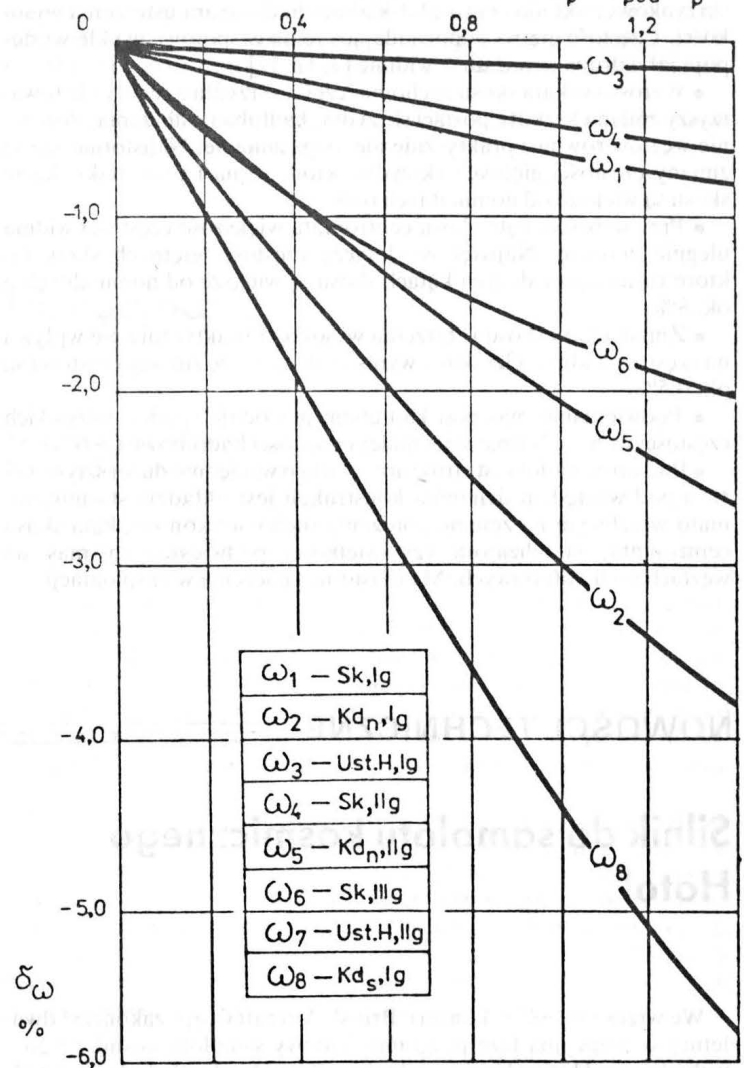
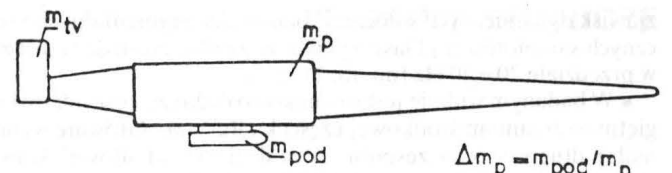
od kąta skosu konsoli, przy czym $\omega_{j,0}$ oznacza nominalną częstość widma z indeksem j , tzn. obliczoną dla $\chi_s = \chi_c = 0$ i $\chi_h = 50^\circ$, a $\omega_{j,\alpha}$ jest częstością widma z indeksem j obliczoną dla kąta skoku konsoli $\chi_s = \alpha$. Z rys. 14 wynika, że zmianę położenia ruchomej konsoli towarzyszy wzrost częstości giętnych skrzydła w zakresie $3 \div 8\%$. Pozostałe częstości widma rosną bądź maleją w niewielkim zakresie, na ogół mniej niż od $\sim 1\%$.

Przeprowadzono również obliczenia dotyczące wpływu wielkości kąta skosu centroplata χ_c na rozpatrywane widmo drgań samolotu. Otrzymane częstości odnoszono do wartości nominalnych, zgodnie ze wzorem (12), z tym że $\omega_{j,\alpha}$ oznacza teraz częstość widma z indeksem j obliczoną dla kąta skosu centroplata $\chi_c = \alpha$. Wyniki tych obliczeń przedstawiono na rys. 15. Wynika z niego, że największe zmiany dotyczą giętnych częstości skrzydła ($\omega_1, \omega_4, \omega_6$), które rosną i przy dużych kątach skosu centroplata mają wartości większe od nominalnych w zakresie $4 \div 9\%$. Inne częstości zmieniają się bardzo mało.

Obliczenia wpływu zmian kąta skosu usterzenia wysokości na widmo częstości samolotu ilustruje rys. 16. Przedstawiono na nim



Rys. 16. Wpływ kąta skosu χ_h stabilizatora na częstości badanego widma drgań samolotu. Oznaczenia jak na rys. 14



Rys. 17. Wpływ przyrostu masy Δm_p przedniej bryły kadłuba na częstości rozpatrywanego widma drgań samolotu. Oznaczenia jak na rys. 14

względne różnice częstości zgodnie ze wzorem (12), przy czym $\omega_{j,\alpha}$ oznacza częstość z indeksem j obliczoną dla kąta skosu stabilizatora $\chi_h = \alpha$. Jak widać z rys. 16, zmiany częstości widma są pomijalnie małe. Interesujące jest, że wzrostowi kąta skosu stabilizatora towarzyszy wzrost częstości giętnych tego zespołu (ω_3, ω_7) oraz wzrost częstości środkowej części kadłuba (ω_8). Częstości innych zespołów maleją bądź nie ulegają zmianie.

Na rys. 17 przedstawiono wpływ przyrostu masy przedniej sztywnej bryły kadłuba o masie m_p , wynikający z mocowania podwieszów zewnętrznych (o masie m_{pod}) pod kadłubem. Z rysunku widać, że przyrostowi masy $\Delta m_p = m_{pod}/m_p$ towarzyszy obniżenie częstości wszystkich zespołów samolotu. Najbardziej dotyczy to środkowej części kadłuba, dla której częstość giętne ω_8 (przy podwieszeniu maks. mas na zamkach podkadłubowych, tj. dla $\Delta m_p \cong 1,4$), maleje o ok. 6% w stosunku do częstości nominalnej. Częstości nosowej części kadłuba maleją w zakresie $2,5 \div 4\%$.

Uwagi końcowe

Z przeprowadzonych obliczeń symetrycznych drgań samolotu, przy wyznaczeniu ośmiu najniższych częstości widma, można sformułować następujące wnioski:

- W rozpatrywanym widmie nie ma częstości odpowiadających drganiom skrętnym skrzydła i usterzenia. Świadczy to o dużej sztywności skręcania tych zespołów. Chodzi tu głównie o brak częstości skrzydłowej, która ma istotny wpływ na występowanie niekorzystnych

zjawisk dynamicznych w locie. Z badań eksperymentalnych i statystycznych samolotów tej klasy wynika, że zwykle częstość ta jest zawarta w przedziale $20 \div 40$ Hz (np. [3, 11, 12]).

- W badanym widmie jest stosunkowo duża częstość odpowiadająca giętnym drganiom środkowej części kadłuba ω_3 . Głównie wynika to z małej długości tego zespołu, tj. odległości od siłowej konstrukcji skrzynkowej układu centropłat-kadłub do dźwigara usterzenia wysokości. Częstość giętna odpowiadająca temu zespołowi zwykle występuje jako druga najniższa w widmie [3, 11, 12].

- Wzrostowi kąta skosu ruchomej części skrzydła z reguły nie towarzyszy zmiana kształtu postaci skrzydła, kadłuba i usterzenia. Położenie węzłów również praktycznie nie ulega zmianie. Najistotniejsze są zmiany częstości giętnych skrzydła, które rosną i przy maks. kącie skosu są większe od nominalnych o ok. 8%.

- Przy wzroście kąta skosu centropłata większość częstości widma ulegnie zmianie. Największe dotyczą częstości giętnych skrzydła, które rosną i przy dużych kątach skosu są większe od nominalnych o ok. 8%.

- Zmiana kąta skosu usterzenia wysokości praktycznie nie wpływa na częstość widma. Uzyskane wyniki wskazują, że zmiany częstości są ok. 0,5%.

- Podwieszanie mas pod kadłubem powoduje spadek wszystkich częstości widma. Najbardziej maleją częstości kadłubowe ($\sim 6\%$).

- Badany samolot jest strukturą zwartą o względnie dużej sztywności, a pod względem dynamiki konstrukcji jest układem stasunkowo mało wrażliwym na zmianę położenia ruchomej konsoli, kąta skosu centropłata, stabilizatora czy wielkości podwieszanych mas na węzłach podkadłubowych. Ma to istotne znaczenie w eksploatacji.

LITERATURA

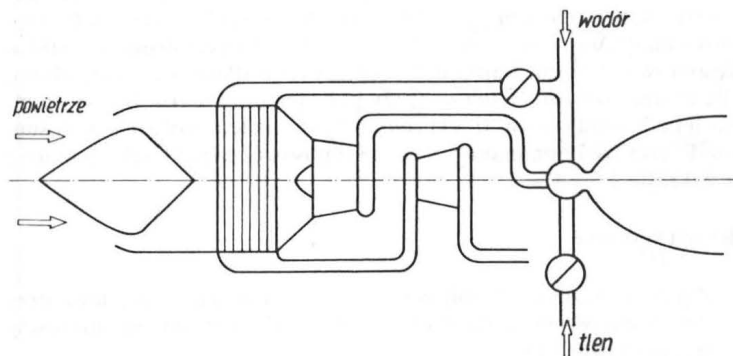
1. R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY: Principles of Aeroelasticity. New York – London, 1962 r.
2. Z. DŻYGADŁO, S. KALISKI, L. SOLARZ, E. WŁODARCZYK (pod red. S. KALISKIEGO): Drgania i fale w ciałach stałych. Warszawa, 1966 r.
3. A. I. GUDKOW, P. S. LESZAKOW: Wnieszniże nagruzki u procznost letatielnych apparatow. Maszynostrojenije, 1968 r.
4. O. C. ZIENKIEWICZ: Metoda elementów skończonych. Warszawa, 1972 r.
5. M. NOWAK, W. POTKAŃSKI: Metodyka analizy flatteru samolotów lekkich. *Prace Instytutu Lotnictwa* nr 65, 1976 r.
6. J. BŁASZCZYK, Z. DŻYGADŁO: Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. *Biuletyn WAT*, XXVI, 4, 1977 r.
7. Z. DŻYGADŁO, J. BŁASZCZYK: Metoda wielostopniowej syntezy struktury do analizy drgań odkształcalnego samolotu. *Mechanika i komputer*, t. 4. Warszawa – Poznań, 1981 r.
8. Z. DŻYGADŁO, I. NOWOTARSKI, A. OLEJNIK: Dyskretny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych. *Biuletyn WAT*, XXXIII, 4, 1984 r.
9. J. BŁASZCZYK: Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych. *TLiA*, nr 2, 1986 r.
10. J. BŁASZCZYK: Dynamiczny model samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. *Biuletyn WAT*, XXXVI, 3, 1987 r.
11. J. BŁASZCZYK: Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury. *TLiA*, nr 7, 1987 r.
12. J. BŁASZCZYK: Zastosowanie dynamicznych modeli jednowymiarowych do analizy drgań własnych odkształcalnego samolotu. Cz. I. *Biuletyn WAT*, XXXV, 2, 1986 r. Cz. II. *Biuletyn WAT*, XXXVII, 3, 1988 r.
13. J. LEGRAS: Praktyczne metody analizy numerycznej. Warszawa, 1974 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Silnik do samolotu kosmicznego Hotol

We wrześniu 1987 r. koncern British Aircraft Corp. zakończył dwuletnią koncepcyjną fazę programu budowy samolotu kosmicznego – wahadłowca Hotol (Horizontal take-off and landing). Jednym z ważniejszych zadań tej fazy programu było wykazanie możliwości zastosowania silnika przepływowego do jego napędu, wobec krytycznej oceny koncepcji silnika przez niektórych specjalistów. Samolot Hotol ma wykonać pierwszy lot ok. 2000 r.

Proponowany przez BAe silnik – RB.545 – charakteryzuje się zmiennym obiegiem cieplnym, polegającym na tym, że silnik może pracować albo jako silnik przepływowy, ściślej – turbospęzarkowy, albo jako silnik raketowy. Jak widać na rys., silnik składa się z wlotu powietrza umieszczonego we wlocie wymiennika ciepła, sprężarki napędzającej sprężarkę turbiny, komory spalania i zblokowanej z komorą dyszy wylotowej. Paliwem jest ciekły wodór, a utleniaczem –



tlenu z powietrza atmosferycznego albo ciekły tlen ze zbiornika. Podczas pracy silnika w atmosferze pewna ilość ciekłego wodoru jest kierowana do wymiennika ciepła, gdzie następuje jego odparowanie, po

czym pary wodoru przepływają do turbiny napędzającej sprężarkę. Sprężarka spręża powietrze atmosferyczne przepływające następnie do komory spalania, do której jest równocześnie doprowadzany ciekły wodór. Część wodoru, która przepływa przez wymiennik ciepła we wlocie silnika, obniża temperaturę powietrza wlotowego, co powoduje wzrost sprężu sprężarki, a tym samym ciągu silnika – jest to szczególnie ważne w locie na dużych wysokościach, tj. w powietrzu o małej gęstości. Przy liczbie Ma lotu ok. 5 i na wysokości ok. 27000 m zostaje odcięty dopływ wodoru do turbiny i otwarty dopływ ciekłego tlenu do komory spalania, w wyniku czego silnik zaczyna pracować jako silnik raketowy.

W.K.

Specjalne nity do kompozytów

Ze względu na swą lekkość i znakomite parametry mechaniczne, materiały kompozytowe zajmują poczesne miejsce m.in. w przemyśle lotniczym i kosmicznym.

Francuska firma Ateliers de Haute-Garonne z Flourens od ponad 70 lat specjalizuje się w produkcji nitów pełnych na potrzeby przemysłu lotniczego, zaś od niedawna produkuje nowy typ nitów o nazwie Fybrfast (opracowany specjalnie dla konstruktorów samolotów) do łączenia elementów z kompozytów.

Dzięki oryginalnemu kształtowi nit Fybrfast nie pęcznieje przy montażu i nie uszkadza kompozytu. Ponadto jednolita struktura z tytanu T 40 zapewnia maksymalną wytrzymałość przy minimalnej masie, co przyczynia się do zmniejszenia ciężaru. Nit ten charakteryzuje się również bardzo wysoką odpornością na korozję, również na włóknach węglowych. Należy także podkreślić łatwość mocowania i ewentualnego usuwania nitów, dopuszczalne wahania grubości blach do 1 mm oraz stosowanie identycznych zagłębień po obu stronach.

Dzięki bardzo znacznemu parkowi maszynowemu, firma Ateliers de Haute-Garonne może produkować dowolny rodzaj nitów pełnych, zgodnie z normami międzynarodowymi, w bardzo krótkich terminach – zaledwie 3 dni roboczych.

13. Wężykowanie; myszkowanie

Ang. snaking; hunting

Niem. Snaking (n), (ungesteuerte) Gierschwingung (f)

Fr. oscillation (f) de lacet (incontrôlée)

Ros. (1) (непроизвольные) колебания рыскания, (непроизвольное) рыскание; (2) полет „змежкой“; (3) зигзагообразное руление

Wężykowanie lub myszkowanie, odpowiadające angielskiemu terminowi **snaking**, to niewsterowane długookresowe oscylacje względem osi pionowej, nie tłumione lub słabo tłumione. Wężykowanie może jednak oznaczać również ruch sterowany po linii zygzakowej w powietrzu lub na ziemi (kołowanie „zmijką” w celu polepszenia widoczności z kabiny do przodu na samolocie z podwoziem klasycznym, a więc z uniesionym przodem samolotu zasłaniającym część drogi bezpośrednio przed nim). Czasem też wężykowaniem nazywa się samowzbudne drgania podwozia przedniego (czyli drgania shimmy).

14. Wyważanie samolotu

Ang. (1) centre-of-gravity position, c.g. position; (2) balance, trim

Niem. (1) Schwerpunktflage (f); (2) Trimmung (f) (des Flugzeuges)

Fr. (1) centrage (m); (2) centrage, balance (f), trim (m)

Ros. (1) центровка; (2) балансировка

Wyważenie samolotu ma dwa znaczenia. Pierwsze (1) oznacza położenie środka masy samolotu względem średniej cięciwy płata. Określa się zwykle odległość rzutu środka masy na średnią cięciwę od krawędzi natarcia i wyraża w procentach długości tej cięciwy. Ze względu na znaczny wpływ wyważenia (podłużnego) na właściwości lotne samolotu (jak stateczność i sterowność), a także na osiągi, zakres dopuszczalnych wyważań jest jednym z ważniejszych ograniczeń eksploatacyjnych normowanych w instrukcjach użytkownika w locie i umieszczanych na tabliczce ograniczeń w kabinie samolotu. W celu określenia prawidłowego rozmieszczenia osób, paliwa lub/i ładunku (bez przekraczania ograniczeń) stosuje się różnego rodzaju tabele, wykresy, suwaki rachunkowe, a także automatyczne wagi, wyznaczające położenie środka masy; na dużych samolotach, zwłaszcza ze skrzydłami skośnymi, kolejność zużywania paliwa z poszczególnych zbiorników, mająca duży wpływ na wyważenie, może być również ustalana automatycznie.

Drugie (2) znaczenie wyrażenia – to zrównoważenie momentów aerodynamicznych względem środka masy przez odpowiednie wychylenie sterów, lotek lub/i przestawialnego statecznika poziomego. W celu odciążenia pilota od utrzymywania wychylonych sterów stosuje się klapki wyważające (tryмеры). Na niektórych dużych samolotach stosuje się w tym celu zbiorniki balastowe z wodą lub paliwem i przepompowuje się ich zawartość za pomocą pomp o dużej wydajności, przemieszczając środek masy samolotu.

Należy zwrócić uwagę na wieloznaczność angielskiego rzeczownika **trim**. Oprócz wyważenia aerodynamicznego może oznaczać też: klapkę wyważającą, urządzenie wyważające, kąt przegłębienia wodnosamolotu

(pochylenie względem poziomu wody) i wreszcie – wykończenie lub obicie wnętrza kabiny (interior trim); natomiast flying trim (w odróżnieniu od flight trim) oznacza zdolność samolotu do lotu (airworthiness).

Natomiast **balance** zarówno po angielsku, jak i po francusku może oznaczać wagę (w tunelu aerodynamicznym).

15. Podłódzie

Ang. Flotation gear, floatation gear; alighting gear

Niem. Schwimmwerk (n); Schwimmvorrichtung (f)

Fr. train (m) d'amerrissage, amerrisseur (m), atterrisseur (m) à flotteurs; carène (f) (de la coque)

Ros. поплавковое шасси; обводы корпуса (лодки или поплавка)

Polski termin jest wieloznaczny i w różnych źródłach różnie określany. Oznacza ogólnie urządzenia lub elementy służące do wodowania wodnosamolotu. Może to być zarówno kompletne podwozie pływakowe wraz z elementami mocowania pływaków do struktury samolotu, jak i wodoszczelna część kadłuba łodziowego (wodnosamolotu o układzie łodzi latającej) bądź pływaka. W tym drugim znaczeniu termin jest bliskoznaczny z terminem **podwodzie** stosowanym w technice okrętowej (patrz 16).

Pierwszy z angielskich odpowiedników, **flotation gear**, jest stosowany również w innym znaczeniu: jako zestaw awaryjnego sprzętu w celu zapewnienia pływalności samolotu lądowego przy przymusowym wodowaniu. Natomiast **alighting gear** jest terminem ogólnym na wszelkie urządzenia do siadania, tj. lądowania, tak na ziemi, jak i na wodzie, ale również jest często używany w odniesieniu do podwozia pływakowego, do łodziowej części kadłuba oraz pływaków pomocniczych (podskrzydłowych lub przykadłubowych).

16. Podwodzie, kadłub żywy

Ang. underwater hull, underwater body, quick-work, quickwork

Niem. lebendes Werk (n)

Fr. œuvres (fpl) vives, carène (f), espace (m) immergé de la carène

Ros. подводная часть корпуса (лодки или поплавка)

Termin **podwodzie** w odniesieniu do jednostki pływającej (nie zaś do wybrzeża) oznacza zanurzoną część bryły pływającej. Objętość podwodzia jest miarą wyporności objętościowej. Jest to termin z dziedziny hydrostatyki, nie uwzględniający sytuacji w ruchu na wodzie. Dlatego nie odpowiada on dokładnie **podłodziu** kadłuba łodziowego lub pływaka (patrz 15), bo nie obejmuje części dna normalnie wynurzonej przy postoju na wodzie, ani też wodoszczelnej części kadłuba powyżej wodnicy, niezbędnej dla zapewnienia bezpiecznego zapasu pływalności. Jednak termin **carène** jest stosowany w obydwu znaczeniach.

K. D.

Wstępne określenie parametrów samolotu amatorskiego (II)

W stosunku do powierzchni skrzydła jest dobierana powierzchnia i odległość usterzeń od środka masy (SM) samolotu (a więc długość tylnej części kadłuba). Opierając się na danych statystycznych podobnej konstrukcji, należy założyć:

- powierzchnię usterzenia wysokości S_H , m²,
- powierzchnię usterzenia pionowego S_V , m²,
- ramię usterzenia poziomego i pionowego odpowiednio L_H i L_V , m.

Na ogół powierzchnia usterzenia wysokości stanowi ok. 20%, a usterzenia kierunku ok. 10% powierzchni skrzydła, zaś wielkość powierzchni sterów 40÷50% powierzchni usterzeń.

Ramieniem usterzenia poziomego (lub pionowego) nazywamy odległość od środka masy do osi obrotu steru poziomego (lub pionowego) (rys. 3 i 4). Przyjmuje się, że ramię L_H i L_V jest równe 2,5÷3 wartości średniej cięciwy aerodynamicznej. Parametrem wiążącym ww. wielkości jest tzw. cecha objętościowa usterzenia poziomego κ_H i pionowego κ_V :

$$\kappa_H = (S_H \cdot L_H) / (S \cdot l_{Astr.})$$

gdzie: $\kappa_H = 0,35 \div 0,45$ dla ULM-ów i $0,3 \div 0,6$ dla samolotów lekkich,

$$\kappa_V = (S_V \cdot L_V) / (S \cdot b)$$

gdzie: $\kappa_V = 0,025 \div 0,045$ dla ULM-ów i $0,05 \div 0,10$ dla samolotów lekkich.

Wartość założonych powierzchni usterzeń zostanie zweryfikowana w trakcie obliczeń aerodynamicznych, np. powierzchnia usterzenia poziomego oraz podział na statecznik i ster z warunku równowagi w locie poziomym z prędkością min. i przy SM samolotu w skrajnym przednim położeniu.

O poprawnym zachowaniu się samolotu podczas ruchu po ziemi decydują parametry geometryczne podwozia oraz położenie kół podwozia głównego względem SM samolotu. Na tym etapie projektowania należy założyć, że SM samolotu znajduje się w 1/4 średniej cięciwy aerodynamicznej. Podstawowe parametry geometryczne to: rozstaw i baza podwozia oraz wielkość kół. Na podwoziu głównym i przednim jest stosowane ogumienie o średnicy 300÷450 mm i szerokości bieżnika 100÷150 mm. W podwoziu tylnym średnica kół jest równa 100÷250 mm, a szerokość 60÷110 mm, często też podwozie tylne jest wykonane jako płoza. Bazą podwozia (rozstawem podłużnym) nazywamy odległość między podwoziem głównym a przednim lub tylnym mierzoną wzdłuż kadłuba. Rozstawem podwozia (rozstawem poprzecznym) nazywamy odległość między kołami podwozia głównego mierzona wzdłuż rozpiętości skrzydła, a więc podwozie typu szybocowego nie ma tego wymiaru.

Przyjmuje się, że dla podwozia z kółkiem przednim (rys. 3) baza podwozia jest równa 0,25÷0,35 długości kadłuba. Przy zbyt małej bazie podwozia samolot podczas ruchu po ziemi może mieć skłonność do drgań w płaszczyźnie pionowej. Przyjmuje się, że rozstaw poprzeczny kół głównych jest równy 0,15÷0,25 rozpiętości skrzydła. Rozstaw poprzeczny decyduje o stateczności kierunkowej podczas poruszania się po ziemi: im większy rozstaw, tym lepsza sterowność kierunkowa, jednocześnie jednak wzrasta wrażliwość na uderzenia czołowe kół głównych. Przyjmuje się, że wyprzedzenie środka masy samolotu względem kół głównych jest równe 0,1÷0,12 bazy podwozia, wówczas przednie koło z łatwością odrywa się podczas startu. Przyjmuje się, że kąt wyprzedzenia α_w jest o 2÷4° większy od kąta wzniosu podpory tylnej α_p . Kąt wzniosu jest określony warunkami aerodynamicznymi samolotu, a mianowicie musi on umożliwiać osiągnięcie podczas startu i lądowania

wania kąta maksymalnej siły nośnej. Wstępnie można przyjąć, że α_p jest równe 14÷16° lub obliczyć ze wzoru:

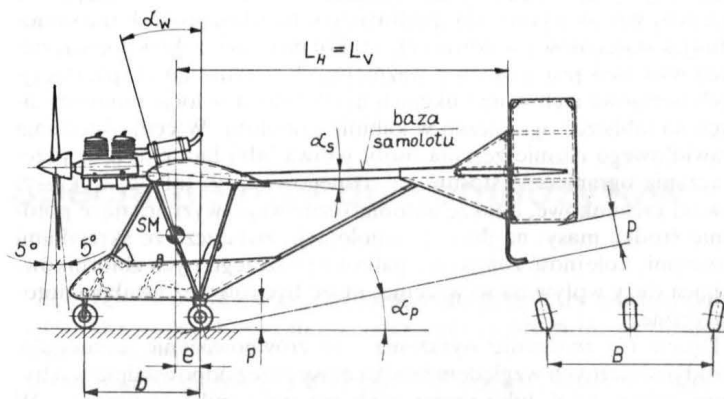
$$\alpha_p = \alpha_{max} - \alpha_s$$

gdzie:

α_{max} – kąt natarcia skrzydła przy maks. sile nośnej,

α_s – kąt zaklinowania skrzydła względem bazy kadłuba (ok. 4°).

Parametry podwozia z kółkiem tylnym (rys. 4) muszą być szczególnie uważnie dobrane ze względu na niebezpieczeństwo kapotażu (przewrócenia się samolotu do przodu). Jednym z najważniejszych parametrów tego podwozia jest kąt wyprzedzenia kół głównych względem SM samolotu oraz kąt wzniosu kółka ogonowego. Kąt wyprzedzenia α_w przy najbardziej tylnym położeniu SM samolotu nie powinien być większy niż 25°. Warunek doboru kąta wzniosu kółka tylnego (podpory tylnej) α_p jest taki sam jak przy podwoziu z kółkiem przednim. Często jednak konstruktorzy amatorzy nie doceniają jego znaczenia. Mała wartość α_p utrudnia lub uniemożliwia start, a przy lądowaniu na maks. kącie natarcia powoduje uderzenie o ziemię najpierw tylną częścią kadłuba, a następnie podwoziem głównym. Prowadzi to na ogół do poważnego uszkodzenia kadłuba. Parametrem związanym z kątami α_w i α_p jest położenie SM samolotu nad poziomem ziemi. Obniżając SM samolotu można wydatnie zmniejszyć zarówno moment przewracający (od hamowania kół głównych bądź też uderzenia w przeszkodę), jak i moment potrzebny do uniesienia samolotu do poziomu przy starcie (od siły na usterzeniu poziomym). Obniżenie SM przez zmniejszenie wysokości podwozia głównego jest ograniczone ze względu na wartości α_p oraz na konieczność zachowania bezpiecznej



Rys. 3. Podstawowe parametry podwozia z kółkiem przednim: SM – środek masy samolotu, B – rozstaw poprzeczny, b – baza (rozstaw podłużny), e – wyprzedzenie SM, α_w – kąt wyprzedzenia SM względem kół głównych, α_p – kąt wzniosu, α_s – kąt zaklinowania skrzydła, p – przeswit między strukturą samolotu a ziemią

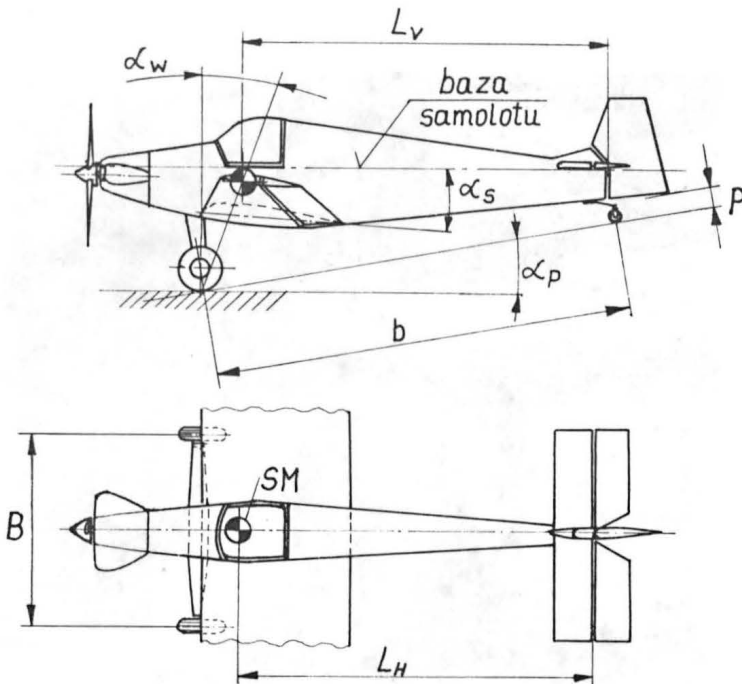
odległości śmigła i innych części samolotu od ziemi. Baza podwozia zależy od długości kadłuba i powinna być taka, aby pionowe stateczne obciążenie kółka tylnego nie było większe niż 10÷12% m_{max} samolotu.

Rozstaw poprzeczny kół powinien być równy 0,2÷0,25 rozpiętości skrzydła. W przypadku gdy koła podwozia głównego nie mają hamulców jest niezbędne, aby koło przednie lub tylne było sterowane. Jeżeli podwozie ma być amortyzowane, to ugięcie powinno wynosić 100÷200 mm, a dla goleni sprężystej jeszcze więcej.

W ultralekkich samolotach należy rozpatrzyć zachowanie się samolotu pustego na ziemi. Zdarza się, że samolot z kółkiem przednim

przyjmuje położenie, w którym podpira się tylną częścią kadłuba. Wówczas jest niezbędne wykonanie dodatkowej podpory (rys. 3). Podpora ta będzie również zabezpieczała przed uderzeniem o ziemię kadłubem lub usterzeniem podczas nieprawidłowego lądowania. Także końcówki skrzydeł wymagają zabezpieczenia.

Przy projektowaniu należy zwrócić uwagę na zapewnienie odpowiednich prześwitów (odległości) między elementami struktury samolotu a ziemią. Prześwit między kadłubem lub usterzeniem a ziemią przy pełnym ugięciu amortyzacji powinien wynosić ok. 150 mm (rys. 3 i 4). Podane niżej wartości prześwitów dla śmigła (wg przepisów FAR 23 i BCAR) mogą być stosowane w konstrukcjach amatorskich. Prześwit między śmigłem a ziemią przy m_{max} musi wynosić co najmniej 178 mm dla każdego samolotu mającego podwozie z kołem przednim lub 229 mm dla samolotu z kołem ogonowym. W obu przypadkach podwozie jest ugięte statycznie, samolot znajduje się w położeniu poziomym lub



Rys. 4. Podstawowe parametry podwozia z kółkiem tylnym: SM – środek masy samolotu, B – rozstaw poprzeczny, b – baza (rozstaw podłużny), p – prześwit między strukturą samolotu a ziemią, α_w – kąt wyprzedzenia kół głównych względem SM, α_p – kąt wzniosu, α_s – kąt zaklinowania.

jak przy kołowaniu, zależnie od tego, które z nich jest najbardziej niekorzystne. Dla samolotu na pływakach prześwit między śmigłem a powierzchnią wody musi wynosić nie mniej niż 458 mm. Oprócz tego należy zapewnić dodatni prześwit między śmigłem a ziemią przy ogumieniu na krytycznym podwoziu pozbawionym całkowicie powietrza i przy gołenii maks. obniżonej do dołu (uszkodzony amortyzator). Przez określenie podwozia krytyczne rozumie się takie podwozie, dla którego przy ww. warunkach prześwit będzie najmniejszy. Musi być również zachowana następująca odległość śmigła od elementów konstrukcji:

— co najmniej 25 mm po promieniu między końcówką łopat śmigła a konstrukcją samolotu,

— co najmniej 13 mm poosiwo między łopatomy śmigła, ich nasadami lub kołpakami a nieruchomymi częściami samolotu.

Ponadto należy pamiętać, aby żadna część ciała pilota ani żaden element sterowania nie znajdował się w obszarze między płaszczyzną wirowania śmigła a powierzchnią stożkową utworzoną przez linię przechodzącą przez środek piasty śmigła i odchyloną o 5° w przód i w tył od płaszczyzny wirowania śmigła (rys. 3).

Podane wartości należy traktować jako podstawowe wymagania niezbędne do rozpoczęcia projektowania. Projektowanie rozpoczyna się od szkiców sylwetki samolotu, na nich należy wypracować ogólną, ale logiczną koncepcję samolotu: kształt kadłuba, obrys usterzeń i skrzydła, układ podwozia, położenie zespołu napędowego itd. Należy jednak brać pod uwagę zasady wytrzymałości konstrukcji, wymagania aerodynamiki oraz możliwość zrealizowania przyjętych kształtów w praktyce. O interesującym wyglądzie samolotu decyduje sylwetka boczna (widok z boku samolotu stojącego na ziemi) oraz „rzut z góry” (widok samolotu w locie). Natomiast widok z przodu dla tej klasy samolotów w mniejszym stopniu decyduje o specyficznym wyglądzie.

Po opracowaniu koncepcji ogólnej należy wykonać rysunek geometrii samolotu w trzech rzutach w skali nie mniejszej niż 1:10. Na nim należy zdefiniować bazę samolotu – może to być oś symetrii samolotu, dowolna prosta lub płaszczyzna. Praktyczny jest taki wybór bazy, aby można ją było określić na samolocie, np. krawędzie podłużnic, płaszczyzna podłogi, krawędzie burty kadłuba w obszarze kabiny (rys. 4) itd. W odniesieniu do bazy opisuje się geometrię samolotu oraz dokonuje się niwelacji gotowego samolotu. Niwelacją nazywa się sprawdzenie geometrii wykonanego samolotu z geometrią na rysunku. Rysunek geometrii powinien zawierać podstawowe wymiary samolotu, kąty zaklinowania skrzydła i usterzeń, kąty wychyleń powierzchni sterowych itd.

Drugim ważnym rysunkiem jest rysunek wyważenia samolotu. Jest to w zasadzie powielony rysunek geometrii, ale bez wymiarów opisujących geometrię. Służy on do obliczenia położenia środka masy samolotu. Na nim należy zaznaczyć położenie środków masy wszystkich zespołów samolotu, wyposażenia, załogi i zwymiarować względem przyjętego układu współrzędnych. Do obliczeń SM samolotu należy przyjąć masy wyznaczone wg rys. 1, masy pozostałych zespołów należy określić na podstawie obliczeń, pomiaru lub analizy. Obliczone położenie SM względem przyjętego układu współrzędnych należy odnieść do średniej cięciwy aerodynamicznej. Na tym etapie projektowania można uznać za poprawne położenie środka masy w granicach $20 \div 25\%$ dla dolnołata, a dla górnolata $25 \div 30\%$ średniej cięciwy aerodynamicznej.

Kontrolę masy i położenia środka masy należy prowadzić na wszystkich etapach konstruowania i budowy samolotu. Jeżeli przekraczamy założone masy, a zwłaszcza m_{max} , należy podjąć działania zapobiegawcze.

Opracował Marian Jakoniuk

LITERATURA

1. Modelist Konstruktor, nr 9, 1986
2. Tymczasowe zasady sprawdzania statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach. TLiA, nr 7, 1982
3. Skrzydłata Polska, nr 44, 1987
4. R. CYMERKIEWICZ: Budowa samolotów. WKiŁ, 1982
5. J. WOJCIECHOWSKI: Ultralekkie szybowce i samoloty. WKiŁ, 1986

CENTRALNA BIBLIOTEKA TECHNICZNA NOT
w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel.:27-36-12, 26-85-88
czynna jest w:
poniedziałki, czwartki: 12⁰⁰-18⁰⁰; wtorki, środy, piątki: 9³⁰-15⁰⁰

Pierwszy polski samolot wojskowy

Mgr ANDRZEJ MORGAŁA
Inż. TADEUSZ FLORJAŃSKI jr.

Lwów na początku stulecia był na ziemiach polskich pod zaborami drugim obok Warszawy ośrodkiem, w którym szczególnie silnie zaznaczył się pęd do poznania tajemnic lotu. Interesowano się przy tym już nie powolnymi aerostatami, lecz szybkimi aerodynamami umożliwiającymi manewrowanie w locie sterowanym. Po spektakularnych sukcesach braci Wright, Bleriota, Santos Dumonta i innych, zainteresowanie statkami latającymi cięższymi od powietrza niepomniernie wzrosło, osiągając nie spotykany dotychczas poziom. Latawce, czyli samoloty i ślizgowce (czyli szybowce) zyskiwały coraz więcej uznania. Otwierały się nowe, nieznane możliwości działania, znacznie rozszerzające perspektywy rozwoju lotnictwa.

Do grupy lwowskich entuzjastów latawców, inaczej aeroplanów, czyli samolotów, należeli bracia Tadeusz i inż. Władysław Florjańscy. Starszy dwojga imion: Władysław Marian, urodzony 8 września 1880 r. w Brzeżanach, otrzymał staranne wykształcenie techniczne. W 1908 r. ukończył Wydział Budowy Maszyn na Politechnice w Pradze Czeskiej uzyskując dyplom inżyniera mechanika. Po studiach uzupełniających pod kierunkiem prof. Knollera na Politechnice w Wiedniu w 1912 r. zdobył drugi dyplom w specjalności lotnictwo i budowa samochodów. Młodszy brat: Tadeusz Olivier, urodzony 21 października 1884 r. we Lwowie, miał wykształcenie ekonomiczne – ukończył Akademię



Rys. 1. Inż. Władysław Marian Florjański. Zdjęcie wykonane ok. 1912 r.



Rys. 2. Tadeusz Olivier Florjański. Zdjęcie wykonane ok. 1912 r.

Handlową w Pradze Czeskiej. Odznaczał się przy tym dużymi zdolnościami w dziedzinie mechaniki i robót stolarskich. Obaj tworzyli nad wyraz udany duet do podjęcia znaczących przedsięwzięć technicznych.

Bracia byli aktywnymi działaczami. Należeli do grupy organizatorów Związku Awiatycznego Słuchaczy Politechniki Lwowskiej (ZASPL), który powołano do życia na zebraniu założycielskim 6.XI.1909 r. Prowadząc prace objęte programem Związku budowali liczne modele. Przeprowadzali badania z aerodynamiki, mechaniki lotu i wytrzymałości konstrukcji płatowców.

Inż. Władysław M. Florjański pogłębiał wiedzę na studiach podyplomowych, specjalizując się w płatowcach i lekkich silnikach wewnętrznego spalania. W 1912 r. został docentem w Katedrze Budowy i Ruchu Samochodów na Wydziale Budowy Maszyn Politechniki Lwowskiej. Rok później Sąd Krajowy we Lwowie mianował go rzeczoznaw-

cą sądowym w sprawach „automobilizmu, aeroplanów i maszyn”. Opublikował wiele artykułów z dziedziny lotnictwa we lwowskich czasopismach *Słowo Polskie* i *Wędrowiec*. Wygłaszał odczyty, np.: „Zasady lotnictwa” – 10.XI.1909 r. w Towarzystwie Politechnicznym oraz 21.XI.1909 r. w Związku Awiatorycznym Słuchaczy Politechniki Lwowskiej, „O żegludze powietrznej” – w 1910 r. w Związku Naukowo Literackim we Lwowie. Ponadto wygłosił wiele wykładów z teorii lotnictwa na Politechnice Lwowskiej; 18 maja 1912 r. w Sekcji Mechaników Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie wygłosił odczyt pt. „Najnowsze doświadczenia aerodynamiczne”. W marcu 1913 r. opublikował w *Czasopiśmie Technicznym* fundamentalną pracę pt. „Badanie aerodynamiczne w zastosowaniu do lotnictwa”, która następnie wyszła drukiem jako osobna broszura. W 1916 r. wygłosił w Towarzystwie Politechnicznym we Lwowie wykłady z cyklu „Nowoczesne laboratoria aerodynamiczne”, w których nawiązał do najnowszych osiągnięć światowych.

Efektom prac i przemyśleń inż. Władysława M. Florjańskiego stał się m.in. pomysł samoczynnej stabilizacji poprzecznej płatowca. Problem ten uważano wówczas za podstawowy dla dalszego rozwoju samolotów. Rozwiązanie zostało zgłoszone do Carsko-Królewskiego Urzędu Patentowego w Wiedniu. Uznano je za oryginalne, a zatem mające cechy wynalazku. Zgłoszenie zarejestrowano pod numerem A-1330-10. Sprawa jednak nie została doprowadzona do końca ze względów finansowych, z powodu śmierci ojca i związanych z tym dalszych przeżyć.

W tym samym czasie młodszy brat, Tadeusz Olivier niezwykle dokładnie budował modele redukcyjno-latające i dokonywał z nimi prób i doświadczeń w locie. Obliczenia sporządzał zwykle starszy brat, Władysław Marian, natomiast rysunki techniczne i całość prac warsztatowych wykonywał Tadeusz Olivier. Szczególnie dobre wyniki uzyskał model dwupłatowca typu posobnego (tandemoplan) przedstawiony w lutym 1910 r. komisji złożonej z profesorów Politechniki Lwowskiej: inż. Edwina Hauswalda, dr inż. Maksymiliana Hubera, inż. Zygmunta Sochackiego. Zachowany protokół z prób w locie wraz z oceną, ze względu na jego oryginalny charakter, przytaczamy w całości. Użyty w treści termin latawiec znaczy samolot.

OPINIA Z PRÓB LOTU

Lwów, 11 lutego 1910 r.

Adres: Politechnika

Na życzenie p. c. inż. Władysława Kohmana-Florjańskiego stwierdzamy na podstawie poufnego oglądnięcia modelu wykonanego w skali 1:10 i przeprowadzenia z nim prób lotu oraz z badania teoretycznych podstaw latawca Jego pomysłu, że pomysł ten w części zupełnie nowy, w części zaś oparty o istniejące konstrukcje, ale samodzielnie rozwiązany przedstawia pod względem teoretycznym i konstrukcyjnym rzecz godną uwagi.

Czy pod względem praktycznego zastosowania tego nowego latawca osiągnąć się dadzą realne korzyści i jakie, tego nie możemy przesądzić, gdy przy obecnym stanie lotnictwa miarodajne są ostatecznie tylko próby praktyczne.

Uważamy jednak pomysł p. c. inż. Kohmana-Florjańskiego za taki, z którym bezwarunkowo powinno się próby przeprowadzić, gdyż pozwolą one niewątpliwie uzyskać cenne doświadczenie, a prawdopodobnie i poważne zdobycze praktyczne.

Zygmunt Sochacki
prof. Politechniki

Dr Maksymilian Tytus Huber
prof. mechaniki technicznej

Edwin Hauswald
prof. budowy maszyn

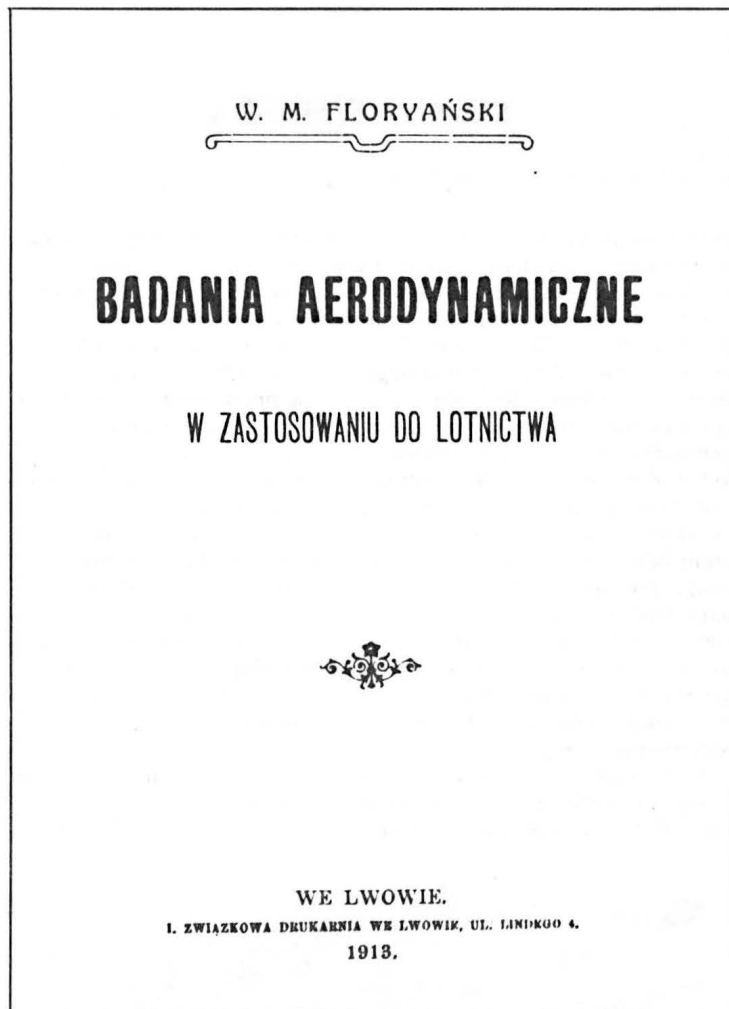
Politechnika Lwowska zamówiła wówczas u Tadeusza O. Florjańskiego, do celów naukowych, dokładny, wykonany w skali 1:10 model samolotu braci Wright. Wystawiono go na cele dobroczynne w sali Kasyna Miejskiego. Do wojny model znajdował się w zbiorach muzealnych Politechniki.

Od 1 września do 15 października 1910 r. na Politechnice była otwarta pierwsza wystawa lotnicza obejmująca ok. 30 eksponatów, w tym dokładnie wykonane przez braci Florjańskich modele samolotów Bleriota i Wrighta (obydwa w skali 1:10), sterowca Bayard Clement (1:50), silnika rotacyjnego Gnôme i szybowca dwukomorowego Hargrave'a. Bracia mieli na wystawie osobne stoisko, które najbardziej zwracało uwagę zwiedzających.

W 1912 r. ZASPL ogłosił konkurs na model szybowca. Tadeusz Olivier Florjański zgłosił model własnej konstrukcji. Bracia budowali także kolejne modele redukcyjno-latające samolotów, w tym bardzo

udaną kopię Farmana IV w skali 1:10. Ten wielki model wykonywał poprawne loty. Napęd stanowił silnik zasilany ze zbiornika z CO₂. Model stanowił studium samolotów budowanych później przez braci do 1914 r.

Od 16 lutego do 2 marca 1913 r. staraniem ZASPL zorganizowano na Politechnice drugą wystawę lotniczą. Tadeusz Florjański wystawił wówczas modele samolotów w skali 1:10: Wright, Bleriot, Farman, Caudron i Curtiss, model szybowca konkursowego własnej konstrukcji, a ponadto modele elementów wodnopłatów i modele śmigieł. Podczas trwania wystawy w dniu 25 lutego 1913 r. nastąpiło rozstrzygnięcie wyników konkursu na model szybowca. Pierwsze miejsce zdobył eksponowany na stoisku model konstrukcji Tadeusza O. Florjańskiego.

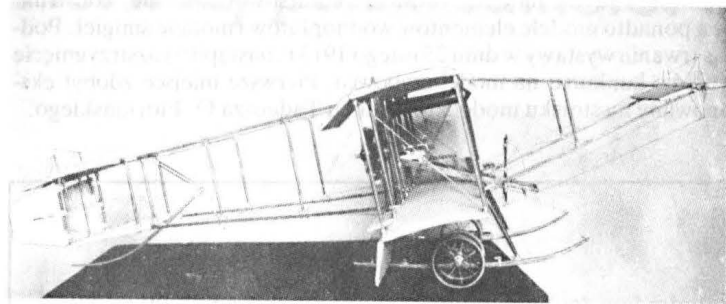


Rys. 3. Okładka broszury: „Badania aerodynamiczne w zastosowaniu do lotnictwa”, wydanej we Lwowie w 1913 r.



Rys. 4. Stoisko braci Florjańskich na I Wystawie Lotniczej we Lwowie w 1910 r.

Na walnym zebraniu członków ZASPL w dniu 25 marca 1913 r. zatwierdzono dane wyjściowe i podjęto uchwałę o zbudowaniu samolotu. Opracowanie projektu i nadzór nad budową powierzono inż. Władysławowi M. Florjańskiemu, a wykonanie warsztatowe Tadeuszowi O. Florjańskiemu. Pragąc dać członkom ZASPL samolot najbardziej przydatny do szkolenia w pilotażu, wybrano pewny i wypró-



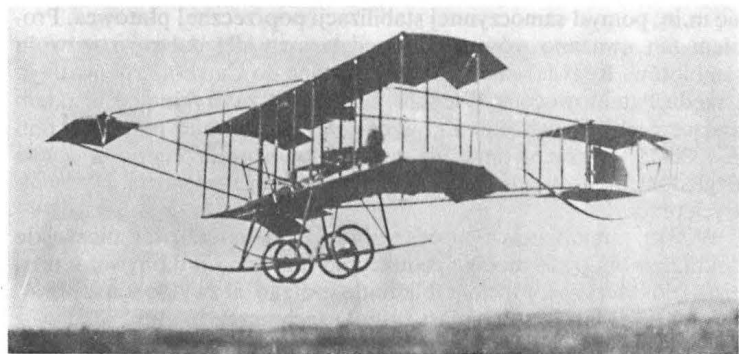
Rys. 5. Model samolotu Farman IV wykonany w skali 1:10

bowany układ konstrukcyjny Farmana z tym, że obliczenia wytrzymałości i rozwiązania elementów nie były kopią, lecz były wykonane od podstaw przez konstruktorów. Prace konstrukcyjne rozpoczęto wkrótce w lokalu przyszłego muzeum techniki mieszczącym się w gmachu Politechniki. Niezależnie od tego przedsięwzięcia bracia Florjańscy przystąpili do budowy własnego samolotu. Obliczenia sporządził również Władysław. Rysunki były kreślone przez obu braci. Tadeusz wykonał prace stolarskie i prowadził montaż płatowca. Samoloty, których budowę rozpoczęto w gmachu Politechniki, przeniesiono później do Sali Związku Strzeleckiego przy ul. Kadeckiej, a następnie do holu w filii Politechniki przy ul. Nabelaka. Tymczasem zaniechano budowy samolotu ZASPL, natomiast kontynuowano prace nad drugim samolotem braci Florjańskich. Przyczyną wstrzymania budowy była zbyt wiotka konstrukcja krat kadłuba wykonanych z rur bambusowych, mało sztywna na skręcanie nawet po zastosowaniu wykrzyżowań. Samolot wykonano po prostu z takiego materiału, jakim dysponowano. Dokonywanie przeróbek nie miało sensu, doprowadziłoby w praktyce do zbudowania nowego kadłuba. Prowadzono zatem prace tylko przy drugim samolocie, korzystając z doświadczeń zdobytych przy budowie pierwszego.

W sierpniu 1914 r. samolot był już prawie ukończony. Wymagał jedynie niewielkich robót montażowych, gdy wybuchła I wojna światowa. Był to dwupłat w układzie Farmana z kadłubem kratowym

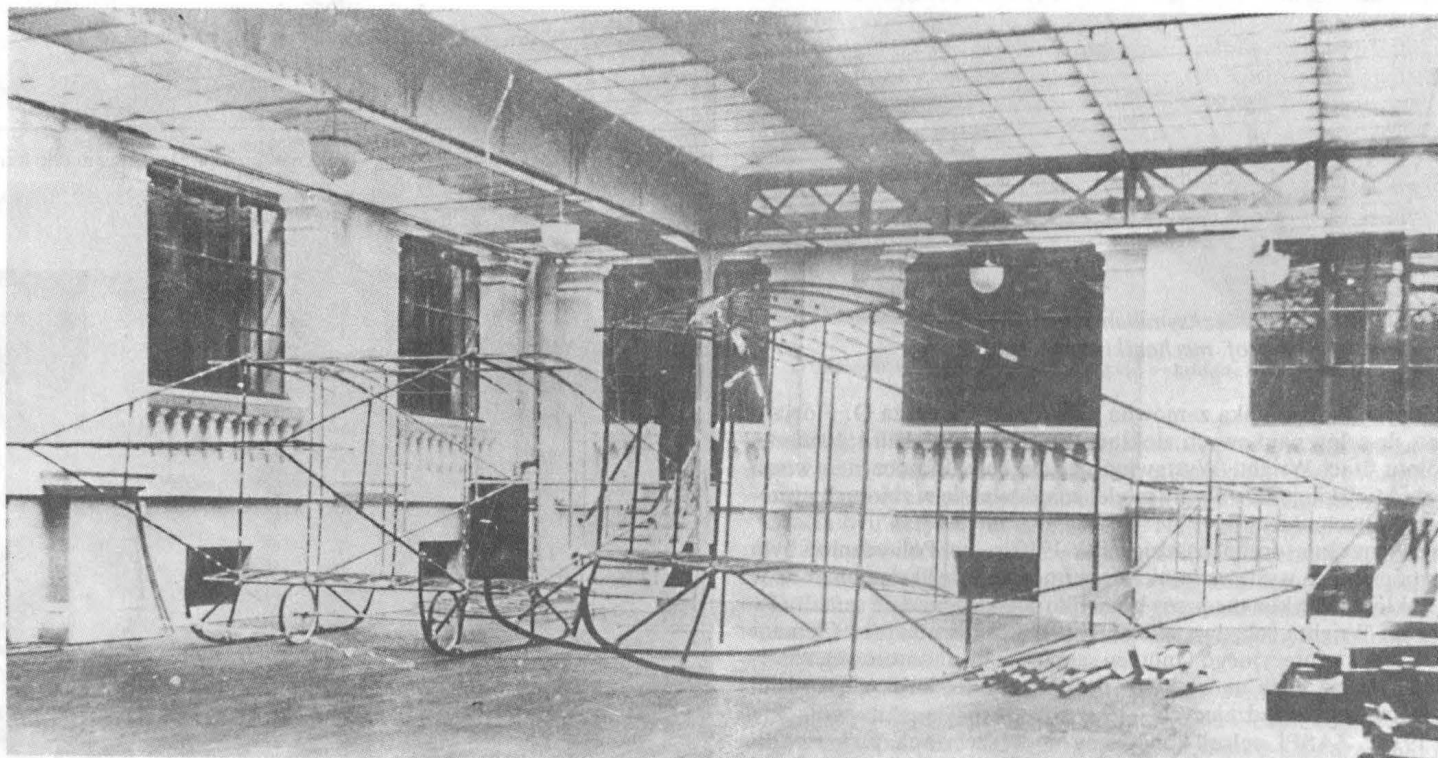
wykonanym z dwóch krat usztywnionych wykrzyżowaniami z linek stalowych. Kraty były powiązane w całości komorą płatów i usterzeniami: przednim i ogonowym.

Pomimo pewnych podobieństw, samolot braci Florjańskich różnił się od poprzedniego ZASPL wieloma szczegółami. Kraty kadłuba wykonano z pełnych prętów ze spruce'u. Mocowanie prętów było wykonane z odkuwek. Niektóre mocniejsze węzły wielowypustowe, zwłaszcza w obrębie usterzenia ogonowego, były trójkątami odlanymi z aluminium. Dolne podłużnice wzmocnione od spodu płaskownikami przyjmowały funkcję płóz w przypadku lądowania na grząskim gruncie lub przy uszkodzeniu kół wskutek brutalnego przyziemienia. Podwozie główne składało się z zespołu dwóch zdwojonych kół szprychowych, umieszczonych na jednej osi powiązanej z płozami za pomocą amortyzatorów ze sznurów gumowych. Skrzydła o obrysie prostokątnym miały żebra o pełnym profilu z wyciętymi otworami ulżeńiowymi. W samolocie ZASPL żebra nie miały otworków. Lotki zamocowane



Rys. 6. Model samolotu Farman IV w locie. Widoczny silnik wirujący ze śmigłami

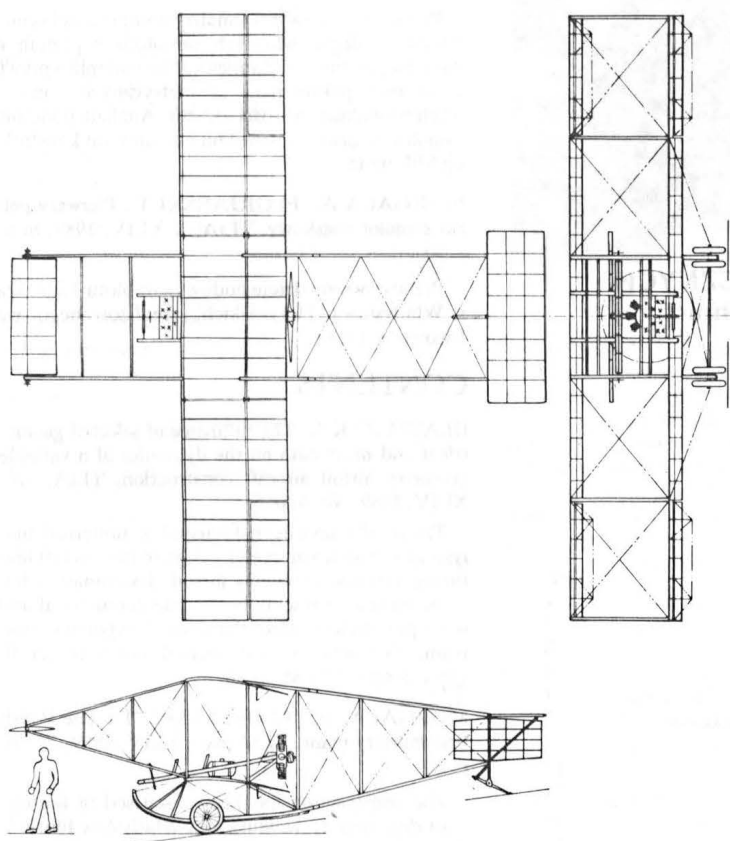
zawiasowo zwisały bezwładnie podczas postoju na ziemi, zrównywały się z profilem dopiero przy odpowiedniej prędkości lotu, zaś ściągane linkami wychylały się tylko w dół działając na pochylenie samolotu wzdłuż osi podłużnej. Usterzenie typu Farmana składało się ze statecznika poziomego i pływającego steru kierunku umieszczonych z tyłu oraz ze steru wysokości umieszczonego z przodu na wysięgnikach. Silnik rotacyjny Le Rhône 37 kW (50 KM) ze śmigłem pchającym był umieszczony na łożu w tylnej części komory płatów. Zbiorniki paliwa i oleju mieściły się w środku ciężkości mas samolotu. Siedzenia załogi w tandem znajdowały się w przedniej części komory płatów. Samolot był wyposażony w dwuster – podwójny system sterownic umożliwiający szkolenie pilotów. Wybierając konstrukcję w układzie Farmana



Rys. 7. Samoloty: braci Florjańskich – na pierwszym planie i ZASPL – w głębi, w filii Politechniki Lwowskiej przy ul. Nabelaka

bracia Florjańscy chcieli otrzymać aparat latający wypróbowany i pewny w locie, taki, który umożliwiłby członkom ZASPL szkolenie w pilotażu początkowym.

Po wybuchu wojny w sierpniu 1914 r. władze austriackie skonfiskowały samolot. Nie zdołano go jednak wywieźć przed opuszczeniem



Rys. 8. Samolot braci Florjańskich. Prawdopodobny wygląd po ukończeniu montażu

Lwowa, który został zajęty przez wojska carskie. Samolot braci Florjańskich wraz ze znaczną ilością materiałów lotniczych i części zapasowych oraz narzędzi stał się trofeum innego zaborcy. Rosjanie dokończyli montaż samolotu i wykonywali na nim w 1914 r. loty zwiadowcze. Podczas jednej z operacji rozpoznania samolot uległ katastrofie. Znając opis i okoliczności wypadku konstruktorzy ustalili, że przyczyną było jedno z wadliwych okuć kadłuba wykonane jako odlew z aluminium. Przed montażem stwierdzono wadliwość wykonania odlewu zawierającego pęcherze powietrza. Obniżało to jego wytrzymałość mechaniczną i dyskwalifikowało go jako element mający przenosić obciążenia od sił występujących w locie. Nie chciano przerywać montażu, zbudowano więc wadliwe okucie i zamierzano wymienić je po otrzymaniu nowego odlewu wykonanego bez usterek. Obłot w normalnych warunkach odbyłby się już z okuciem nie budzącym zastrzeżeń. Zaborcy, rekwirując kolejno samolot, nie wiedzieli o tym i nieświadomi niebezpieczeństwa wykonali loty, aż okucie nadwyżone eksploatacją w warunkach polowych uległo zniszczeniu i stało się przyczyną wypadku.

Samolot braci Florjańskich był pierwszym samolotem zaprojektowanym od podstaw i zbudowanym przez Polaków na ziemiach polskich pod zaborami, który został z powodzeniem wykorzystany do wykonywania zadań wywiadowczych. Stał się zatem praktycznie wykorzystanym samolotem wojskowym polskiej konstrukcji. Był trofeum wojennym armii zaborczych. Był udaną konstrukcją naszych pionierów lotnictwa z okresu przed odzyskaniem państwowości przez Polskę.

Przybliżone dane techniczne samolotu braci Florjańskich

Rozpiętość	11,45 m
Długość	10,00 m
Wysokość	3,00 m
Cięciwa skrzydła	2,00 m
Powierzchnia nośna	45,80 m ²
Masa własna	377 kg
Masa całkowita	600 kg
Masa użyteczna	223 kg
Prędkość	60 km/h
Zasięg	150 km

IV Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w lotnictwie”

Organizatorami konferencji są: Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej – Oddział w Warszawie; Sekcja Lotnicza Zarządu Głównego SIMP; Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej; Wojskowa Akademia Techniczna.

Komitet Organizacyjny uprzejmie informuje, że konferencja odbędzie się w Warszawie w styczniu 1990 r. Celem konferencji jest przedstawienie najnowszych własnych prac na temat:

- dynamiki obiektów latających: samolotów, śmigłowców, raket, pocisków, bomb, obiektów niekonwencjonalnych,
- stateczności ruchu obiektów latających,
- sterowania i naprowadzania obiektów latających,
- modelowania fizycznego i matematycznego właściwości dynamicznych obiektów latających,
- odkształcalności konstrukcji lotniczych i flatteru,
- symulacji numerycznej, analogowej i hybrydowej w lotnictwie,

- uniwersalnych symulatorów lotu,
- badań bezpośrednich i laboratoryjnych obiektów latających.

Przyjęte prace będą prezentowane w formie referatów lub sesji plakatowej. Przewiduje się przedstawienie wygłoszonych referatów do druku.

Zainteresowanych udziałem w konferencji uprzejmie prosimy o nadesłanie zgłoszenia i streszczenia referatu (nie przekraczającego jednej strony maszynopisu) do 15 października 1989 r. pod adresem:

Prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska
ul. Nowowiejska 24
00-665 Warszawa
„Mechanika w lotnictwie”

ul. Bartycka 20, pok. 54
00-716 Warszawa
tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Korespondencja:
00-950 Warszawa, ul. Biała 4, skr. poczt. 1004

Wydawca
WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

J. Perliński: Nie przeceniajmy nowości	1
PROTOTYPY: Jaffe Aircraft SA-32T	2
Niewidzialne samoloty	3
Trudno wykrywalny myśliwiec Lockheed F-117A	3
PROJEKTY: Embraer-FAMA CBA-123	4
J. Błaszczyk: Wpływ wybranych parametrów geometrycznych i masowych na dynamikę konstrukcji samolotu z płatem o zmiennej geometrii	5
KARTOTEKA TLiA: Kamow Ka-126	11
Weeks Solution	13
NOWOŚCI TECHNICZNE: Silnik do samolotu kosmicznego Hotol	16
Specjalne nity do kompozytów	16
TERMINY LOTNICZE: 13. Węzykowanie; myszkowanie, 14. Wyważanie samolotu, 15. Podłódzie, 16. Podwodzie, kadłub żywy	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wstępne określenie parametrów samolotu amatorskiego (II)	18
A. Morgała, T. Florjański: Pierwszy polski samolot wojskowy (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
IV Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w lotnictwie”	23
ZE ŚWIATA	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
Samoloty cywilne w układzie niekonwencjonalnym	III okł.

Na okładce: Samolot treningowy North American Harvard MkII z 16/P/SFTS w Newton, 1944 r. - rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny
mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji
Elżbieta Olejarz

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

Rada programowa:
mgr inż. *W. Błaszczak*, mgr inż. *Z. Girulski*, mgr inż. *A. Glass*,
doc. dr inż. *H. Grzegorezyk*, mgr inż. *J. Grzegorzewski* (wiceprzewodniczący),
mgr inż. *F. Gwizdź*, mgr inż. *E. Kolodziński*, doc. dr inż. *T. Kostia*,
mgr inż. *K. Kunachowicz*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący),
mgr inż. *T. Kurczyk*, prof. dr inż. *J. Lewitowicz*, prof. dr inż. *J. Maryniak*,
dr inż. *K. Michalewicz*, mgr inż. *M. Mikuszka*, mgr inż. *A. Misiołek*,
mgr inż. *W. Mójta*, mgr inż. *Z. Olszański*, mgr inż. *K. Sater*,
mgr inż. *S. Trębacz*.

STRESZCZENIA

BŁASZCZYK J.: Wpływ wybranych parametrów geometrycznych i masowych na dynamikę konstrukcji samolotu z płatem o zmiennej geometrii. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 6, s. 5

Przedstawiono wyniki analizy numerycznej symetrycznych drgań własnych samolotu z płatem o zmiennej geometrii. Zamieszczono badania wpływu niektórych parametrów geometrycznych i masowych na widmo częstości układu. Analizie poddano samolot myśliwski z napędem odrzutowym konstrukcji Mikojana.

MORGAŁA A., FLORJAŃSKI T.: Pierwszy polski samolot wojskowy. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 6, s. 20

Przedstawiono dzieje budowy samolotu Tadeusza i Władysława Florjańskich, zrealizowanego we Lwowie w 1914 r.

CONTENTS

BŁASZCZYK J.: The influence of selected geometrical and mass data on the dynamics of a variable geometry airfoil aircraft construction. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 6, p. 5

The results have been discussed of numerical analysis of symmetrical free vibration in the aircraft featuring variable geometry airfoil. Examination has been presented tracing how some geometrical and mass parameters affect the system frequency spectrum. The analysis was carried out with jet fighter designed by Mikojan.

MORGAŁA A., FLORJAŃSKI T.: The Polish first military plane. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 6, p. 20

The construction has been discussed of the aircraft designed by Tadeusz and Władysław Florjański, built in Lvov in 1914.

ZUSAMMENFASSUNGEN

BŁASZCZYK J.: Einfluss der ausgewählten geometrischen und Massenparameter auf die Dynamik von Schenkflüglern bei der Konstruktion. TLiA, XLIV Jrg., 1989, H. 6, S. 5

Dargestellt werden Ergebnisse der numerischen Analyse der eigenen symmetrischen Schwingungen des Schenkflüglers. Veröffentlicht werden Forschungen zum Einfluss verschiedener geometrischer und Massenparameter auf das Eigenfrequenzspektrum des Systems. Der Analyse wurde ein Jagdflugzeug mit Strahlantrieb aus dem Konstruktionsbüro von Mikojan unterzogen.

MORGAŁA A., FLORJAŃSKI T.: Das erste polnische Militärflugzeug. TLiA, XLIV Jrg., 1989, H. 6, S. 20

Es wird die Baugeschichte des Flugzeuges von Tadeusz und Władysław Florjański im Jahre 1914

СОДЕРЖАНИЯ

БЛАЩИК Е.: Влияние избранных геометрических и массовых параметров на динамику конструкции самолета с крылом с переменным углом стреловидности. TLiA, T. 44, 1989 г., № 6, с. 5

Представлены результаты численного анализа симметрических собственных колебаний самолета с крылом с переменным углом стреловидности. Показаны исследования влияния некоторых геометрических и массовых параметров на спектр частот системы. Анализировался реактивный самолет-истребитель конструкции Микояна.

MORGAŁA A., ФЛИОРИАНЬСКИ Т.: Первый польский военный самолет. TLiA, T.44, 1989 г., № 6, с. 20

Описана история постройки самолета ТADEUША и ВЛАДИСЛАВА ФЛИОРИАНЬСКИХ, который был создан во Львове в 1914 г.

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

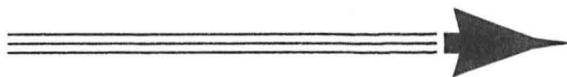
WYDAWNICTWO

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4



Uchronić od zapomnienia

Ciągle żywa pamięć o stratach poniesionych przez polską technikę w latach II wojny światowej skłoniła Koło SIMP przy Szefostwie Techniki Lotniczej MON do podjęcia starań o uratowanie od zniszczenia i zapomnienia wszystkiego, co może świadczyć o poziomie polskiej myśli lotniczej.

Uznając ten cel za jeden z głównych kierunków działalności Koła, w połowie ub. r. została rozpoczęta zbiórka unikalnych pamiątek lotniczych, z myślą o zasileniu krajowych zbiorów muzealnych. Stanowi ona jednocześnie wkład Koła w upamiętnienie zbiegających się rocznic: 70-lecia odzyskania niepodległości, 60-lecia PEZETEL oraz 45-lecia Ludowego Wojska Polskiego.

Kilkumiesięczne przeglądanie domowych schowków, rozpytywanie przyjaciół i znajomych oraz poszukiwania w macierzystej instytucji przyniosły pomyślny efekt – udało się odnaleźć wiele mało znanych lub dotychczas nieznanymi pamiątek. Wśród nich są zdjęcia ze zdarzeń lotniczych w okresie międzywojennym, m.in. w Warszawie, Bydgoszczy, Gdyni, Krakowie i Dęblinie (najstarsza jest fotografia z 1919 r. – grupy mechaników wokół samolotu Albatros C3, na nie istniejącym obecnie lotnisku



Fot. J. Amerski

mokotowskim). Są też podręczniki lotnicze z lat 20. i 30., czasopisma specjalistyczne z lat 1938÷1939, słownik techniczny z 1942 r. – używany przez personel lotnictwa Polskich Sił Zbrojnych w Wielkiej Brytanii. Są również opisy techniczne, instrukcje obsługi i naprawy sprzętu lotniczego z okresu międzywojennego, wojennego i powojennego, sprawozdania z badań kilku prototypów samolotów zbudowanych w PRL, a także dwie legitymacje z 1947 r. Łącznie zgromadzono 103 eksponaty muzealne.

Do odnalezienia tych cennych pamiątek przyczynili się koledzy z SIMP: Waław Cheda, Eugeniusz Janeczek, Ignacy Łobocki, Stanisław Orczykowski, Eugnusz Ostrowiecki, Zbigniew Uchman oraz sympatycy naszej organizacji: Zbigniew Kulągowski i Janusz Zdeb.

Zebrane eksponaty zostały zaprezentowane na wystawie „Dary dla Muzeum Lotnictwa”, zorganizowanej w dniach 12÷20 grudnia 1988 r. w Szefostwie Techniki Lotniczej MON. Obejrzało ją grono pracowników instytucji oraz wiele osób z zewnątrz, a wśród nich sekretarz Oddziału Warszawskiego SIMP kol. E. Ostrowiecki i przewodniczący Sekcji Lotniczej OW SIMP kol. T. Kurczyk.

Ocenia się, że wystawa spełniła oczekiwania rozbudzając zainteresowanie zwiedzających ideą uchronienia od zapomnienia wielu zabytków polskiej techniki i dalszego powiększenia gromadzonego zbioru. Obecnie wiele osób deklaruje chęć ofiarowania do muzeum, za pośrednictwem SIMP, swych osobistych pamiątek. Można sądzić, że w niezbyt odległym czasie powstanie możliwość przekazania zebranych eksponatów lotniczych placówkom muzealnym.

Mgr inż. St. Orczykowski

Samoloty cywilne w układzie niekonwencjonalnym

Rok 1988 był bardzo pomyślny dla samolotów w układzie kaczki. Niewątpliwie największym wydarzeniem stało się przyznanie samolotowi Beechcraft Starship ograniczonego certyfikatu wg przepisów FAR 23. W ten sposób został podsumowany pięcioletni okres prac nad tym tematem. Uzyskanie certyfikatu nastąpiło z kilkunastomiesięcznym opóźnieniem w stosunku do planu realizacji programu założonego przez wytwórcę. Powodem tego był nie tylko niekonwencjonalny układ samolotu, ale i to, że samolot został wykonany wyłącznie z materiałów kompozytowych. Na Salonie w Dallas Starship był reklamowany jako pierwszy samolot klasy biznes w układzie niekonwencjonalnym, który uzyskał certyfikat. Był to niewątpliwie znakomity chwyt reklamowy dający efekty nie tylko na rynku amerykańskim.

Obecnie są prowadzone intensywne prace nad rozszerzeniem certyfikatu, co umożliwi wykonanie lotów ze sterowaniem automatycznym oraz w warunkach oblodzenia.

W zakładach Beechcraft przygotowuje się podzespoły do produkcji pierwszych 11 samolotów. Pierwszy z nich, NC-4, będzie samolotem reklamowym, a jednocześnie stanie się wzorem dla seryjnych Starshipów I. Dostawy pierwszych samolotów nastąpią w połowie 1989 r. Wytwórnia zebrała ponad 50 zamówień. Cena samolotu wynosi ok. 4 mln US \$.

Ogólnie biorąc Beechcraft przoduje w realizacji samolotów w układzie niekonwencjonalnym. W styczniu 1988 r. został oblatany model (62% wielkości naturalnej) nowego samolotu transportowego AT³ (Advanced Technology Tactical Transport), który ma być konstrukcją pośrednią pomiędzy śmigłowcami a samolotami Herkules. Płatowiec ma 3 powierzchnie nośne, z których 2 przednie są połączone gondolami silników. Obie są wyposażone w klapy umożliwiające gwałtowne zwiększenie siły nośnej tuż przed oderwaniem się samolotu od pasa startowego. Badania nad tym rozwiązaniem są prowadzone nadal.

Od pewnego czasu w prasie fachowej pojawiają się informacje o kolejnych wariantach samolotów w układzie niekonwencjonalnym badanych przez tę wytwórnię. Prawdopodobnie certyfikat wg FAR 23 uzyska także włoski samolot Piaggio P-180 Avanti. Jeśli tak się stanie, będzie to pierwszy certyfikowany cywilny samolot o trzech powierzchniach nośnych. Avanti przechodzi intensywne próby zachowania się samolotu w warunkach oblodzenia. Jeśli zakończą się one pozytywnie, w połowie 1989 r. samolot uzyska certyfikat w USA i we Włoszech. Dotychczasowe badania potwierdziły zgodność z założeniami prawie wszystkich parametrów z wyjątkiem zużycia paliwa, które jest nieco większe. Pomimo tego produkcja seryjna została już uruchomiona. Ok. 30% elementów będzie produkowanych w USA, natomiast pozostałe we Włoszech, gdzie również będzie odbywał się montaż samolotów. Cena 1 egz. została ustalona na ok. 4 mln US \$.

Najszybciej realizowanym projektem jest Avtec 400, reklamowany jako pierwszy na świecie samolot wykonany całkowicie z kompozytów opartych na włóknach typu kevlar. Samolot jest nieco mniejszy niż jego poprzednicy, lecz charakteryzuje się znakomitymi parametrami ekonomicznymi i znacznie niższą ceną (ok. 2 mln US \$). Proces certyfikacyjny rozpoczął się pod koniec 1988 r. i ma zostać zrealizowany w



Rys. Włoski samolot Piaggio P-180 Avanti

ciągu roku. Na początku 1990 r. model ma uzyskać certyfikat i pierwsze samoloty seryjne zostaną dostarczone do odbiorców. W realizację programu jest zaangażowanych wiele małych firm (nie ma wśród nich żadnego potentata, co jest zjawiskiem nowym), często zajmują się one również promocją i dystrybucją. Niewykluczone, że przyczyniło się to do ogromnej popularności samolotu i złożenia ponad 120 zamówień.

Ostatni z tej rodziny jest OMAC Laser 300, którego pierwszy seryjny egzemplarz po licznych trudnościach opuścił wytwórnię. Po wystawie w Dallas wpłynęły pierwsze zamówienia, mimo że nie ogłoszono oficjalnie ceny nowego samolotu. Certyfikacja ma się rozpocząć w 1989 r. i zostanie zakończona w połowie 1990 r. Pierwsze samoloty zostaną więc sprzedane w drugiej połowie 1990 r.

Coraz częściej inne małe firmy ujawniają szczegóły konstrukcyjne nowych samolotów w układzie z trzema powierzchniami nośnymi lub w układzie kaczki. Często są to tylko projekty samolotów, ale coraz częściej pojawiają się latające prototypy. Beechcraft jest jedyną dużą wytwórnią, która odważyła się na ryzyko realizacji samolotu w układzie niekonwencjonalnym.

O tym, że samoloty o układach niekonwencjonalnych torują sobie drogę może świadczyć fakt, że FAA przystąpiła do opracowania nowej wersji przepisów FAR 23, aby mogły one być stosowane do wszystkich konstrukcji.

Opracował R. J. M.

Kabiny samolotów

Samolot rolniczy PZL M-18A Dromader

Fot. L. Zielaskowski



Samolot sportowy PZL-110 Koliber

Fot. L. Zielaskowski

