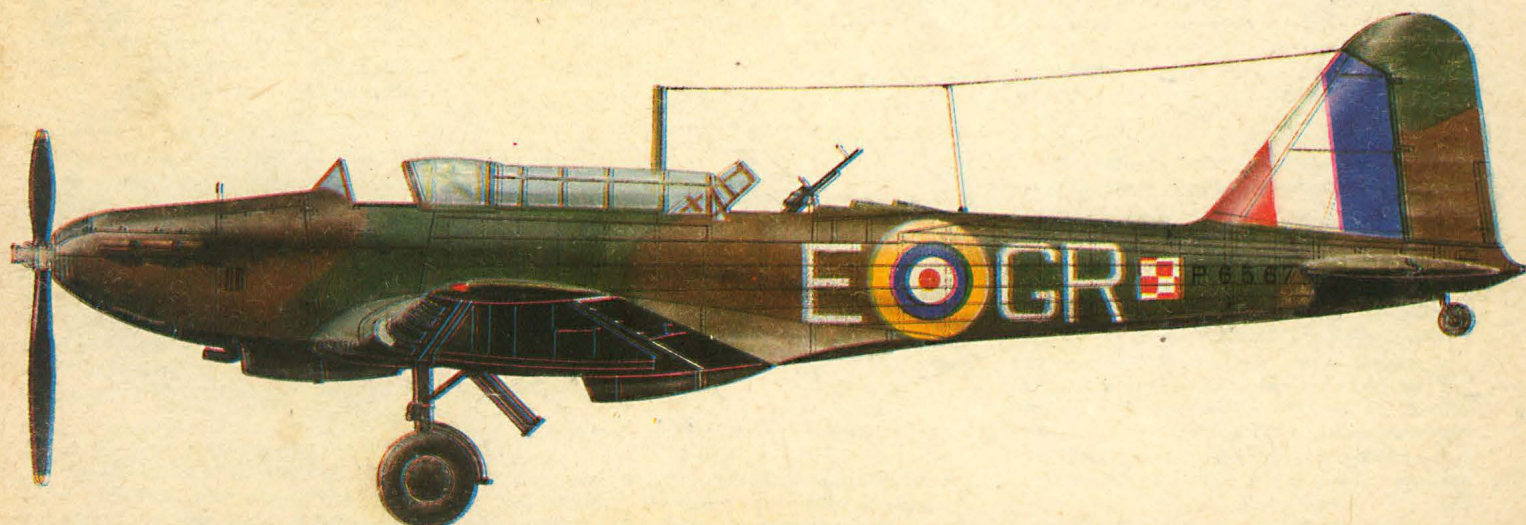
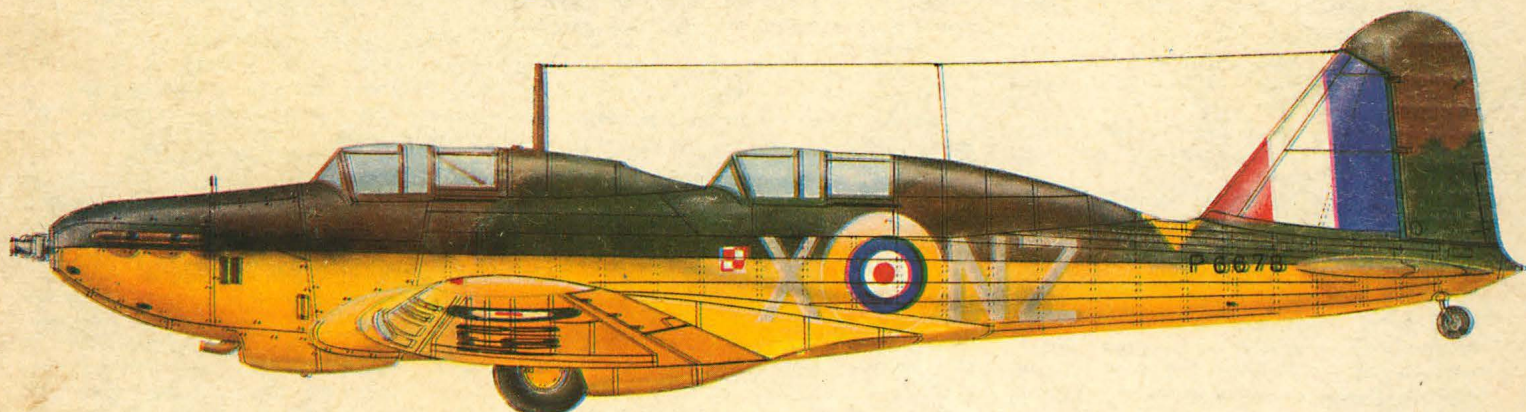
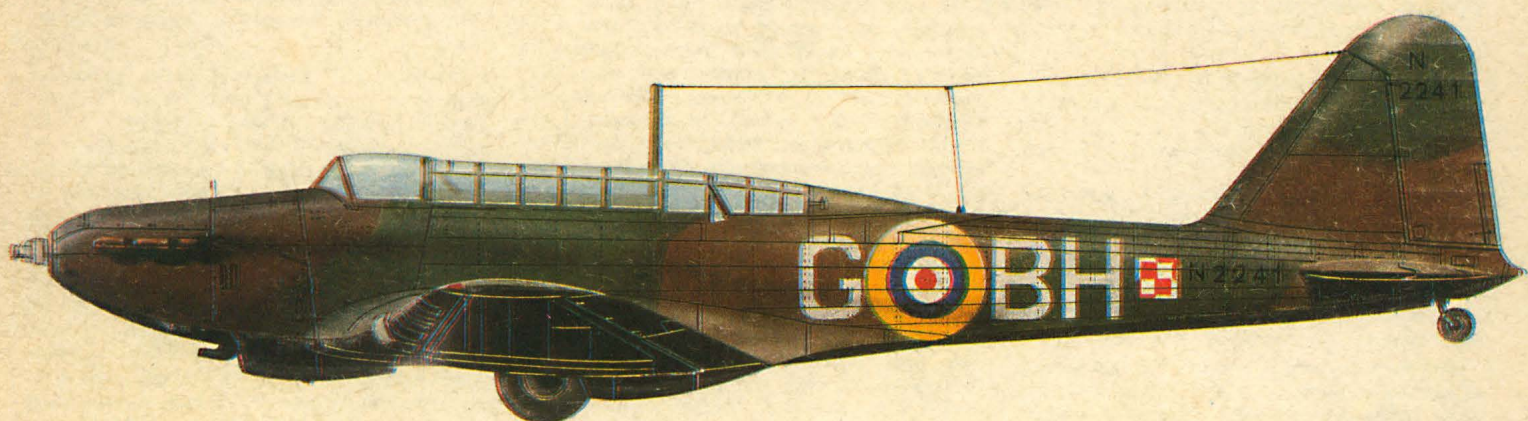


TECHNIKA

6'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Wykład nt. uwarunkowań rozwoju nauki i techniki

Na zaproszenie Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, w dn. 30.10.1986 r. gościł w Domu Technika NOT w Warszawie dr inż. W. Ilczuk, absolwent Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, specjalista w dziedzinie silników lotniczych, wybitny działacz polityczny i państwowy — sekretarz Komitetu ds. Nauki i Postępu Technicznego. Wygłosił on wykład pt. „Uwarunkowania rozwoju nauki i techniki”.

W słowie wstępnym wykładu omówiono:

- czynniki postępu naukowego i technicznego związane z realną sferą gospodarowania:

- potencjał ludzki,
- bazę materialno-techniczną gospodarki,
- bazę energetyczno-surowcową gospodarki,

- czynniki determinujące postęp naukowo-techniczny wpływające z zasad funkcjonowania gospodarki:

- metody i tryb planowania oraz ich skuteczność,

- organizacja sfery B + K i jednostek wdrażających postęp techniczny,

- metody finansowania postępu technicznego,

- charakter, rodzaje i skuteczność bodźców oddziałujących na postęp naukowo-techniczny.

Dotychczas premie za postęp techniczny z funduszu postępu techniczno-ekonomicznego okazywały się nieskuteczne w porównaniu z premiami za wykonanie wskaźnika produkcji globalnej.

Sytuację, w jakiej będzie się znajdować Polska w najbliższych latach można scharakteryzować następująco:

- ograniczona możliwość inwestowania,
- konieczność wzrostu eksportu zwłaszcza na rynki II obszaru,

- ograniczona możliwość importu maszyn i urządzeń, surowców i licencji,

- brak równowagi na wielu rynkach,
- wchodzenie w okres niezbędnej restytucji i modernizacji aparatu wytwórczego.

Będzie to stwarzało tak lokalnie w poszczególnych branżach, jak i w całej gospodarce stany takich zagrożeń, które można pokonać maksymalną mobilizacją środków i przedsiębiorczością innowacyjną. Zgodnie z zasadami reformy gospodarczej oraz uzyskaną samodzielnością i samofinansowaniem, przedsiębiorstwa są głównym podmiotem działań innowacyjnych i określają popyt na wynalazki, pomysły, opracowania i odkrycia naukowo-techniczne. Przedsiębiorstwa będą same podejmować wdrożenia i decydować o krajowej dynamice postępu technicznego.

Głównym źródłem siły napędowej w technologii, konstrukcjach i wyrobach powinna stać się samodzielna strategia rozwojowa przedsiębiorstwa, której zasadniczym czynnikiem będzie innowacyjność.

W dalszej części wykładu prelegent omówił istniejące obecnie uwarunkowania określające aktywność krajowej sfery badawczo-rozwojowej, której rezultatem powinny być projekty innowacyjne — wynalazki stanowiące ofertę dla przedsiębiorstw produkcyjnych i usługowych.

Podstawową formą centralnego sterowania realizacją zadań z dziedziny rozwoju nauki i techniki są centralne programy rozwoju nauki i techniki: centralne plany badań podstawowych, centralne plany badawczo-rozwojowe i zamówienia rządowe.

Dla stworzenia odpowiednich warunków finansowania centralnych programów podstawowe znaczenie ma ustawowe utworzenie Centralnego Funduszu Rozwoju Nauki i Techniki. Środki tego funduszu są dzielone na:

- Centralny Fundusz Prac Badawczych,
- Centralny Fundusz Wspomagania Wdrożeń.

Istotnym elementem systemu wspierania priorytetowych zadań z dziedziny postępu naukowo-technicznego jest także Centralny Fundusz Dewizowy, będący dodatkowym źródłem finansowania zakupów z importu unikalnej aparatury badawczej, a także materiałów niezbędnych do realizacji programów badawczo-rozwojowych i zadań wdrożeniowych.

Utworzenie tych funduszy, a także inne postanowienia ustawy z dn. 23.12.1985 r. o centralnych funduszach rozwoju nauki i techniki sprzyjają prowadzeniu jednolitej polityki państwa dotyczącej finansowania rozwoju nauki i techniki w warunkach reformy gospodarczej. Podstawową zasadą tej polityki jest finansowanie kroczące. Zgodnie z tą zasadą, wielkość środków finansowych przeznaczonych na kolejny etap realizacji programu jest uzależniona od wyników uzyskanych w poprzednim etapie.

Szczególne znaczenie mają zamówienia rządowe. Odnoszą się do najbardziej newralgicznego ognia procesu B + R + W, jakim jest faza przejściowa rezultatu pracy badawczo-rozwojowej do praktyki gospodarczej. Aby zachęcić przedsiębiorstwa do przyjmowania zamówień rządowych, stworzono preferencyjne warunki ich realizacji. Odnosi się to zarówno do korzystania z kredytów bankowych i ulg podatkowych, jak i preferencji w zaopatrzeniu materiałowo-technicznym oraz w wykonawstwie inwestycyjnym.

W celu poprawy warunków systemowo-organizacyjnych, dla realizacji postępu naukowo-technicznego podjęto wiele innych decyzji, z których jedną z ważniejszych jest uchwalona przez Sejm w lipcu 1985 r. ustawa o jednostkach naukowo-badawczych.

Aktualne przepisy tworzą ogromne możliwości ekonomiczne dla twórców projektów wynalazczych i osób współdziałających.

Wykład spotkał się z dużym zainteresowaniem twórców i konstruktorów urządzeń technicznych, którzy mieli możliwość w czasie dyskusji skorzystać z konsultacji.

Główne wnioski wynikające z dyskusji można ująć następująco. Ustrój socjalistyczny powinien samorzeczywiście się. Jesteśmy zatem „skazani” na szybki rozwój postępu naukowo-technicznego. Tymczasem nadal powszechnie „pokutuje” kult pracy prostej. Musimy zatem dążyć do kultu pracy twórczej. W tym celu powinniśmy wypełnić lukę organizacyjną, która jest w naszych warunkach większa od luki technicznej, a największa jest luka świadomości.

T. Kurczyk

Jubileusz 60-lecia w Instytucie Lotnictwa

W Instytucie Lotnictwa odbyły się jubileuszowe konferencje, sympozja i akademie omawiające zarówno dorobek, jak i działalność Instytutu.

3 czerwca 1986 r. odbyło się sympozjum, którego organizatorami były: dyrekcja Instytutu, Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP i Koło SIMP przy Instytucie. Sympozjum o-



Medal pamiątkowy „60 lat w służbie polskich skrzydeł” wybitny z okazji 60-lecia Instytutu Lotnictwa. Fot. J. Piontek

tworzył i gościł powitał dyr. naczelny prof. dr hab. inż. Z. Dźygadło, a obrady prowadził przew. Koła SIMP kol. T. Kurczyk.

Na sympozjum wygłoszono 5 referatów oraz zwiedzano laboratoria badawcze Instytutu.

W referacie „Historia i dzień dzisiejszy Instytutu Lotnictwa” mgr inż. J. Grzegorzewski przedstawił losy powstałego w 1926 r. Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, który był przemianowywany kolejno na Instytut Techniczny Lotnictwa w 1936 r., Główny Instytut Lotnictwa w 1948 r. oraz Instytut Lotnictwa w 1952 r. Następnie omówił rolę jaką w przemyśle lotniczym spełniał Instytut. Prowadzenie wieloletnich badań naukowych i technicznych w zakresie spalania, maszyn wirnikowych, aerodynamiki, wytrzymałości materiałów, elektroniki umożliwiło zaprojektowanie, przebadanie i wdrożenie lotniczych konstrukcji płatowcowych, silnikowych i osprzętowych. Wspomniał również o współpracy Instytutu z ZSRR (przed trzema laty powołano podgrupy robocze ds. współpracy naukowo-technicznej, zwłaszcza w zakresie materiałoznawstwa i technologii). Instytut współpracuje także z CSRS. Podkreślił sprawną działalność Branżowego Ośrodka Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej wykonującego opracowania z 390 tytułów czasopism, w tym 171 zagranicznych, oraz Branżowego Ośrodka Normalizacji, który opracowuje normy dla przemysłu lotniczego. Poinformował zebranych o formach podnoszenia kwalifikacji pracowników naukowo-badawczych m.in. przez uczęszczanie na studia podyplomowe, udział w konferencjach krajowych i zagranicznych, odbywanie stażu zawodowego i naukowego w ośrodkach specjalistycznych. W ostatnich 15 latach nastąpił poważny wzrost kwalifikacji podstawowej kadry Instytutu. W latach 1970-1985 powołano na stanowiska asystentów 258 osób, na starszych asystentów 169 osób, na adiunktów 114 osób, na docentów 17 osób. W tym samym czasie otwarto 69 przewodów doktorskich, obroniono 26, w tym 9 przed Radą Naukową Instytutu. Przeprowadzono również 2 habilitacje. Specjalizację zawodową inżyniera I stopnia otrzymało 15 osób. Stopnie i tytuły naukowe ma 72 pracowników, w tym 69 pracowników stopień doktora, dwóch doktora habilitowanego i jeden tytuł profesora. Wśród 33 zatrudnionych w Instytucie docentów, 21 ma stopień doktora, a dwóch doktora habilitowanego.

W referacie „Konstrukcje silników” doc. dr hab. inż. J. Chomiak omówił osiągnięcia konstrukcyjne w budowie silników lotniczych: tłokowych, turbinowych, pulsacyjnych, strumieniowych, rakietowych oraz wysokoprężnych. Spośród wielu prac związanych z projektowaniem i badaniami zespołów napędowych do nowych konstruk-



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII CZERWIEC 1987

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

6'87

Druga fala motoszybowców

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Produkcja pierwszych udanych motoszybowców jedno- i dwumiejscowych rozpoczęła się w połowie lat sześćdziesiątych. Wśród motoszybowców jednomiejscowych największą furorę zrobiły motoszybowce Fournier RF-3 i RF-4D o układzie samolotowym (silnik z przodu kadłuba). Były one raczej samolotami słabosilnikowymi, nadającymi się do krążeń w termice (doskonałość 20) niż szybowcami wyczynowymi. Spośród 330 szybowców jednomiejscowych zbudowanych do 1971 r. 265 należało do rodziny Fournier, a tylko 10 było wyczynowych SF-27M (o doskonałości 34) z silnikiem na wieżycze składanej w locie w kadłub za skrzydłami.

Po tej fali entuzjazmu zainteresowanie szybowcami jednomiejscowymi gwałtownie spadło. Ich produkcja w latach 1972÷1977 nie przekraczała 10 szt. rocznie (w 1975 r. — 3 szt., w 1977 r. — 7 szt.). Dopiero pojawienie się silnika Rotax o mocy 32 kW nadającego się do stosowania na składanej wieżycze pozwoliło na produkcję wyczynowych motoszybowców PIK-20E od 1978 r. i DG-400 od 1982 r. Produkcja PIK-20E wynosiła 20 szt. rocznie (obecnie w produkcji zastąpił go PIK-30 o powiększonej do 17 m rozpiętości), zaś DG-400 — 45 szt. Produkcja tych dwóch motoszybowców w latach 1982÷1986 spowodowała wzrost rocznej liczby jednomiejscowych motoszybowców do 40÷65 szt. Ich doskonałość wynosi 41÷45, zaś masa silnika 36 kg.

Budowa silnika Oehlera z wielołopatowym śmigłem rozbudziła dodatkowe zainteresowanie motoszybowcami jednomiejscowymi. Silnik ten ma moc 9÷13 kW i jest stosowany na szybowcach wytwórni Schempp-Hirth o najwyższych osiągnięciach Ventus T i Nimbus 3T (doskonałość 44 i 55). Jest on umieszczony na wieżycze składanej w locie. Służy przede wszystkim do przetrwania kryzysu noszeń. Motoszybowce te są w pełni wysokowyczynowe i nadają się do bicia rekordów. Ich produkcja zaczęła się rozwijać w połowie lat osiemdziesiątych i wszystko wskazuje, że będzie sukcesem.

W klasie szybowców dwumiejscowych pierwszymi udanymi konstrukcjami z połowy lat sześćdziesiątych były dolnopłaty Scheibe SF-25 Falke i Fournier RF-5, o układzie samolotowym, który przyjął się dla tej klasy, służącej do lotów szkolnych. Do 1971 r. zbudowano 320 tych motoszybow-

ców, w 1971 r. aż 178. Jednakże wkrótce ich produkcja zmalała i wynosiła w latach 1975÷1978 ok. 90 szt. rocznie, a w latach 1979÷1981 60÷70 rocznie. Najczęściej stosowanym silnikiem na tych motoszybowcach był Limbach 48÷50 kW (zmodyfikowany VW). Największy sukces odniosły motoszybowce Falke, których zbudowano ok. 1200 szt.

Kryzys w tej klasie przełamało pojawienie się na początku lat osiemdziesiątych motoszybowców laminatowych Grob 109, Hoffmann H 36 Dimona, Valentin Taifun 17 E i Fournier RF-10, których produkcję rozwinięto w latach 1982÷1983. G 109 produkuje się 70÷120 egz. rocznie, Dimony — 30 rocznie, Taifuna — 20÷30, Fourniera — 10. Łącznie produkcja dwumiejscowych motoszybowców laminatowych wynosi do 160 szt. rocznie, podczas gdy wszystkich dwumiejscowych buduje się 220÷240 rocznie.

Wśród dwumiejscowych motoszybowców szkolnych niemal wyłącznie jest stosowany układ dolnopłata z silnikiem Limbach o mocy 60÷70 kW z przodu kadłuba oraz ze stałym dwukołowym podwoziem. Wszystkie szkolne laminatowe motoszybowce dwumiejscowe mają doskonałość 29÷÷30.

Na początku lat osiemdziesiątych wytwórnia Schempp-Hirth rozpoczęła produkcję wysokowyczynowych motoszybowców dwumiejscowych Janus CM ze składanym silnikiem o mocy 45 kW, których zbudowano 24 szt. W 1985 r. powstał Janus CT z silnikiem Oehlera, a w 1986 r. Nimbus 3D (kadłub Janusa, skrzydła Nimbusa) z silnikiem 19 kW. Są to motoszybowce o doskonałości 55 przeznaczone do udziału w zawodach i do bicia rekordów.

Warto zaznaczyć, że o ile w pierwszym okresie zainteresowania motoszybowcami dwumiejscowymi w siedmioleciu 1967÷1973 zbudowano ich 800, to w okresie zmniejszonego zainteresowania w ośmioleciu 1974÷1981 tylko 650 szt., zaś w czteroleciu 1982÷1985 obecnego nowego wzrostu produkcji już 800, a w ostatnim pięcioleciu, czyli wraz z 1986 r., ponad 1000.

Zarówno sytuacja w dziedzinie motoszybowców jedno-, jak i dwumiejscowych wskazuje na to, że kryzys motoszybowcowy lat siedemdziesiątych został przewyżniony i motoszybowce uzyskały już wystarczająco wysoką jakość, aby zająć trwałe miejsce w produkcji lotniczej.



BRAZYLIA

● Przewiduje się zakup 30 chińskich myśliwców Ziang F-7M produkowanych przez Szang-du Aircraft Corp. (A. et C. 1132)



FRANCJA

● W niedzielę (!) 22 lutego br., z lotniska w Tuluzie, wykonał pierwszy lot aerobus Airbus Industrie A.320. Program jego prób w locie przewiduje 1200 h lotu do lutego 1988 r. A.320 jest pierwszym aerobusem małej pojemności (150 miejsc), w którym zastosowano najnowsze technologie. M.in. po raz pierwszy w samolocie transportowym zastosowano system rozszerzonego sterowania elektronicznego (CDVE), pozwalający na zastosowanie tzw. „mini-sterownicy bocznej” zamiast tradycyjnego wolantu. Do końca lutego br. 14 użytkowników z 10 krajów zamówiło 236 samolotów A.320. (A. et C. 1132)

● Premier Jacques Chirac zapewnił o pomocy finansowej rządu dla rozwoju programów Airbus Industrie A.330 i A.340 (aerobusy dużej pojemności, średniego i dużego zasięgu). Jest to przedmiot sporów z firmami amerykańskimi, które zarzucają nadmierną ingerencję rządów europejskich w rozwój samolotów cywilnych, podczas gdy firmy amerykańskie finansują swe programy same. (A. et C. 1131)

● Z 334 myśliwców Mirage 2000 zamówionych przez 6 krajów (w tym Francję), do I kwartału br. dostarczono 134. 47% produkcji jest przeznaczona na eksport. (A. et C. 1132)

● Firma International Aero Engines (IAE) zaproponowała napęd śmigłowentylatorowy (jeszcze jeden!) do aerobusu transoceanicznego Airbus Industrie A.340. Będzie to Superfan, w którym ma być wykorzystana wytwornica gazów silnika turbowentylatorowego V2500, z reduktorem i obudowanym śmigłowentylatorem (prop-fan). Superfan został zaproponowany także do napędu Boeinga 7J7 (AviMag 932)

● Nad Paryżem są zabronione przeloty statków powietrznych, a od 20 listopada 1986 r., decyzją rządu, zabronione są także przeloty konstrukcji ultralekkich (ULM) w promieniu 40 km od Katedry Notre-Dame. Decyzja ta wywołała liczne protesty, w tym protestacyjne przeloty, na które reagowała paryska policja, ale nie... radarzy kontroli ruchu lotniczego. Sprawcy (z wyjątkiem lądowania samolotu SOCATA na Champs Elysées) nie zostali pochwyteni.



HISZPANIA

● Hiszpańsko-indonezyjski samolot komunikacji lokalnej nowej generacji CASA-IPN CN-235 uzyskał 24 grudnia 1986 r. certyfikat amerykański (FAA). Zebrano zamówienia na 59 samolotów w wersji cywilnej i 56 w wersji wojskowej (najwięcej In-

donezja — 86, Hiszpania — 22, Arabia Saudyjska — 4, Botswana — 2 i Panama — 1). (AviMag 932)



JAPONIA

● Dla Sił Samoobrony w 1987 r. przewidywano zakup ogółem 108 samolotów i śmigłowców, za sumę 2490 mln dol. dla Sił Powietrznych — 12 F-15J, 3 C-130H, 20 Kawasaki T-4, 2 śmigłowce CH-47J i 4 V-107-11, dla Marynarki — 9 P-3C, 1 EP-3C; 1 Beech C90, 1 Learjet 36A, 2 Fuji KM-2D, 2 śmigłowce MH-53E, 17 SH-3B, 2 OH-6D, dla Sił Lądowych — 12 śmigłowców OH-6D, 8 UH-1H, 8 AH-1S, 4 CH-47J. (AviMag 934)



PAKISTAN

● Planuje się rozwój lekkiego myśliwca, przy współpracy Grumman (USA) i Szang-du Aircraft Corp. (ChRL). Samoloty tej samej klasy rozwijają Indie. (A. et C. 1132)



RFN

● Międzynarodowe konsorcjum Panavia (RFN, W. Brytania, Włochy) prowadzi nasiloną akcję handlową mającą na celu sprzedaż samolotów taktycznych Tornado do Japonii (120÷150 samolotów) i Korei Płd. (160 samolotów). (A. et C. 1132)



SZWECJA

● Na 3 kwartał 1987 r. przewidywano oblot myśliwca nowej generacji JAS 39 Gripen (gryf). Pierwszy z 4 prototypów (1 w dwumiejscowej wersji 39B) miał opuścić halę montażową 26 kwietnia. Grupę przemysłową JAS stanowią: SAAB-Scania, Volvo Flygmotor, Ericsson Radio Systems i FFV. (AviMag 933)



USA

● Po bardzo długiej przerwie ustanowiono jeszcze jeden wielki, absolutny rekord lotniczy. Załoga: Richard (Dick) Rutan (48 lat) i Jeana Yeager (34 lata), na całkowicie kompozytowym samolocie Voyager Aircraft Inc. Voyager, wykonali w dniach 14÷23 grudnia 1986 r. przelot dookoła świata bez lądowania i tankowania w locie, trwający 9 dni 3 min 44 s. Po starcie z bazy Edwards AFB (Mojave), para pilotów przeleciała (w kierunku zachodnim) 40 244 km, bijąc absolutny rekord długości i długo trwałości przelotu oraz rekord długości w przelocie otwartym i w przelocie zamkniętym. Przelot wykonano na średniej wysokości 2500 m, ze średnią prędkością 186,3 km/h. Na pewnych odcinkach lotu Voyagerowi towarzyszyły samoloty: Beechcraft Baron, Bonanza,

Kong Air. Za wyczyn załoga Rutan-Yeager została udekorowana przez prezydenta Ronaldą Reagana Prezydenckimi Medalami Obywatelskimi. Uchonorowano ich także w innych krajach — m.in. Wielkim Złotym Medalem Aeroklubu Francji (Grande Medaille d'Or de l'Aero-Club de France). Konstruktorem samolotu VAI Voyager jest Burt Rutan (brat pilota), który wcześniej skonstruował m.in. samoloty: Vari Viggen, Vari Eze i Beechcraft Starship. Dwusilnikowy (układ pchająco-ciągący) samolot VAI Voyager (układ kaczka) jest dotychczas największym samolotem kompozytowym: rozpiętość — 33,79 m, długość — 10,0 m, masa z wyposażeniem — 843 kg, masa startowa maks. — 5137 kg.

● FAA (Zarząd Lotnictwa Cywilnego) homologowała wykonywanie transoceanicznych przelotów handlowych przez dwusilnikowe odrzutowe samoloty transportowe: Boeing 737-200 i -300 oraz Boeing 757-200. Wcześniej, bo w połowie 1985 r., zezwolenie takie wydano dla Boeingów 767. (AviMag 934)



WĘGRY

● Linie lotnicze Malev są — formalnie od 1 stycznia 1987 r. — 21. członkiem stowarzyszenia europejskich linii lotniczych AEA (Association of European Airlines). (AviMag 930)



W. BRYTANIA

● Po zasięgnięciu opinii RAF, w grudniu 1986 r. rząd podjął ważką decyzję zaniechania rozwoju rodzimych samolotów wczesnego strzegania BAE Nimrod Mk.3 AEW, decydując się kupić w USA Boeingi E-3A Sentry AWACS. Powodem decyzji było wielokrotne odwołanie terminu dopracowania systemu elektronicznego firmy GEC Avionics (dawniej Marconi), przy stałe rosnących kosztach rozwoju (w czasie 10 lat wydatkowano 930 mln funtów). (AviMag 932)



WŁOCHY

● Wciąż używane i modernizowane są myśliwce Lockheed F-104, Starfighter, produkowane w swoim czasie we Włoszech na licencji (Fiat Aviazione). Obecnie Aeritalia dostarcza rodzimemu lotnictwu samoloty zmodyfikowanej wersji F-104ASA (Agglomeramento Sistema d'Arma — modyfikacja F-104S), wyposażone w radar o znacznie większych możliwościach, środki przeciwdziałania elektronicznego i uzbrojone w pociski powietrze-powietrze Aspide oraz AIM-9L. (AviMag 930)

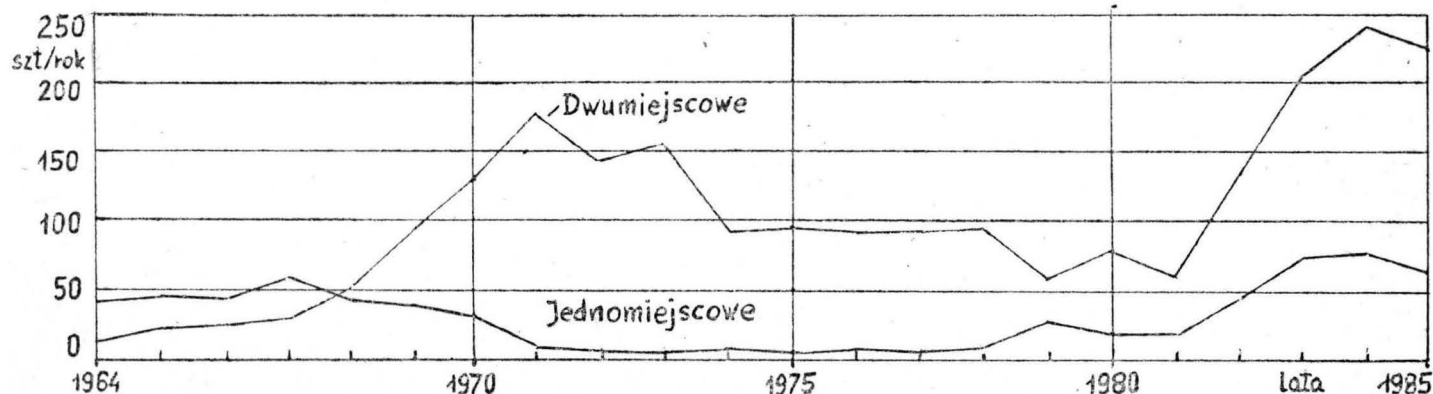
OGÓLNE

● Wg obliczeń IATA, linie lotnicze będące członkami tej organizacji zwiększyły w 1986 r. przewozy na liniach międzynarodowych o 4% (tkm). Liczba pasażerów przewiezionych na tych liniach wzrosła o 2%, zaś masa towarów — o 7% (A. et C. 1131)


Światowa produkcja szybowców poszczególnych klas w latach 1980 ÷ 1985

Klasa, wytwórnia, typ	Kraj	Doskonałość	Produkcja, szt.						Zbudowano do 1986 r.
			1980	1981	1982	1983	1984	1985	
Standard i klubowa									
IPE Quero Quero II	Brazylia	28	—	—	—	25	123	—	6 149
VSO-19 Gradient	CSRS	34	23	18	11	24	24	26	133
Centrair 101/Pegase	Francja	41	—	1	34	94	94	63	286
Elan DG-101	Jugosławia	39	28	38	57	22	9	18	192
Elan DG-300	Jugosławia	41	—	—	—	30	50	80	160
SZD-48 Jantar Std.2/3	Polska	40	105	59	55	42	65	53	475
SZD-51 Junior	Polska	35	—	—	—	—	5	5	12
Rolladen-Schneider LS-4	RFN	40	30	100	130	100	100	90	550
Schempp-Hirth Discus	RFN	42	—	—	—	—	2	98	100
Valentin Mistral	RFN	37	—	10	20	20	20	—	70
Schleicher ASW-19	RFN	38	50	30	10	—	—	—	400
IS-29D	Rumunia	38	35	10	—	—	—	—	300
Schweizer SGS1-36	USA	31	1	1	1	—	—	—	43
Razem									
			272	267	318	357	492	433	
Zawodnicza (15 m FAI)									
Glaser-Dirks DG-200/202	RFN	42	78	100	61	2	—	—	346
Grob 102 Astrir	RFN	41	250	185	60	27	40	75	1395
Schempp-Hirth Ventus	RFN	44	3	57	45	45	55	50	280
Schleicher ASW-20	RFN	43	120	140	100	—	—	—	495
LAK-11 Nida	ZSRR	42	—	—	—	1	1	...	2
Razem									
			451	482	291	75	96	125	
Otwarta									
SZD-42 Jantar 2B	Polska	50	16	15	11	9	11	20	102
Schempp-Hirth Nimbus 3	RFN	55	—	12	23	20	25	20	100
Schleicher ASW-20L	RFN	46	50	30	10	50	50	40	254
Schleicher ASW-22	RFN	55	—	—	20	14	5	—	39
LAK-12 Lietuva	ZSRR	48	2	18	20	20	20	20	100
Razem									
			68	75	84	113	111	100	
Dwumiejscowe									
IPE Nhapecan II	Brazylia	32	—	—	—	1	12	—	15
ATS-1 Ardhra	Indie	26	—	—	—	7	19	—	27
SZD-50 Puchacz	Polska	30	3	16	10	29	21	34	132
Grob 103 Twin II	RFN	37	90	90	128	83	64	101	555
Scheibe SF-34	RFN	35	—	—	2	—	5	1	21
Schempp-Hirth Janus	RFN	39	25	25	20	15	15	1	201
Schleicher ASK-21	RFN	34	60	35	55	50	50	40	290
IS-28 B	Rumunia	34	50	70	50	10	—	—	360
Schweizer SGS 2-33	USA	22	5	—	—	—	—	—	575
Razem									
			233	236	265	195	186	177	
Łącznie									
			1024	1060	958	740	885	835	

Źródło: JAWA 1980/81, 81/82, 82/83, 83/84, 84/85, 85/86, 86/87

Światowa produkcja motoszybowców 1964 ÷ 1985


Ocena stali za pomocą próby zginania udarowego

Dr inż. MARIAN GLIWA

Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Oddział Rzeszów

Obecnie w Polsce znormalizowaną próbą oceny odporności materiału na uderzenia jest badanie udarności. Udarność nie jest jednak właściwością materiału, ale wyznacza jego zachowanie się w ściśle określonych warunkach.

Podstawową wadą próby udarności jest zależność wyników od sposobu jej przeprowadzania, a głównie od kształtu i wymiarów zastosowanych próbek. Oznacza to, że ten sam materiał może mieć różną udarność zależnie od tego, w jaki sposób ją określano. Omówiono to szczegółowo w [1].

Próba udarności ma duże zastosowanie przy ocenie materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym. Jednakże dając miarodajne wyniki tylko przy ocenie przebiegu procesu technologicznego, przy wykrywaniu występowania kruchości materiału i jego wrażliwości na działanie karbu. Nie może jednak dawać ilościowego wskaźnika właściwości materiału takiego, jak twardość czy wytrzymałość na rozciąganie.

Bardziej miarodajne tak dla konstruktora, jak i dla technologa wyniki dotyczące zachowania się materiału przy obciążeniach dynamicznych może dać próba zginania udarowego przeprowadzana prawie w identyczny sposób jak próba udarności, ale na próbkach bez karbu. W odróżnieniu od próby udarności, przy udarowym zginaniu próbek bez karbu obowiązuje prawo podobieństwa. W tym przypadku otrzymane wskaźniki wytrzymałościowe materiału są proporcjonalne do wskaźników wytrzymałości na zginanie [2].

Próba zginania udarowego jest obecnie rzadko stosowana. Jest ona podstawową próbą przy badaniu cynku i jego stopów, gdyż one charakteryzują się podwyższoną skłonnością do kruchego pęknięcia. Poza tym stosuje się ją przy kontroli szyn, przy czym zamiast młota udarowego używany jest młot z kafarem [3]. Należy przy tym zaznaczyć, że pojęcie zginania udarowego często odnosi się do próby udarności.

W artykule podano sposoby wyznaczania wskaźników wytrzymałości owych stali w warunkach zginania udarowego z zastosowaniem metod analitycznych.

Ocena wskaźników plastyczności i sprężystości materiału przy zginaniu udarowym

Większość metali i stopów w procesie zginania udarowego odkształca się plastycznie, przy czym energia zużyta na odkształcenie plastyczne jest o rząd lub dwa większa od energii zużytej na zniszczenie próbki z karbem. Wielkościami charakteryzującymi odkształcenie próbki przy zginaniu udarowym, które można w prosty sposób zmierzyć, są: strzałka ugięcia, kąt zgięcia próbki, względne i bezwzględne wydłużenie skrajnego włókna i in.

Strzałka ugięcia określa drogę przebytą przez uderzającą masę tak podczas odkształcenia plastycznego, jak i sprężystego. Jej pomiar wymaga zastosowania dodatkowego oprzyrządowania do młota wahadłowego: przyrządu do pomiaru strzałki ugięcia oraz kątomierza do pomiaru kąta wychylenia wahadła przed uderzeniem.

Przyrząd do mierzenia strzałki ugięcia, którego schemat zamieszczono na rys. 1, mocuje się między podporami młota tak, aby igła przyrządu stykała się z badaną próbką. W celu zwiększenia dokładności określania chwili styku igły z próbką, można zastosować obwód elektryczny z żarówką kontrolną zapalającą się w chwili styku.

Zasadę pomiaru strzałki ugięcia przedstawiono schematycznie na rys. 2. W chwili uderzenia próbka ugina się o całkowitą wielkość strzałki ugięcia $f = f_{pl} + f_{sv}$ (rys 2b), zaś igła zagłębia się w cylinder o tą wielkość. Różnica odległości igły przed uderzeniem i po uderzeniu, mierzona mikromierzem, daje wielkość całkowitej strzałki ugięcia. Po uderzeniu ugięcie sprężyste zanika i próbka będzie odkształcona tylko plastycznie (rys. 2c). Wielkość luzu między próbką a igłą jest równa ugięciu sprężystemu.

Pozostałe wskaźniki plastyczności materiału, jak kąt zgięcia próbki i wydłużenie skrajnego włókna, wyznacza się na podstawie pomiarów na próbce po uderzeniu. Nie ujmują one więc odkształcenia sprężystego.

W celu wyznaczenia dynamicznej granicy plastyczności materiału, zginanie udarowe próbek przeprowadza się przy

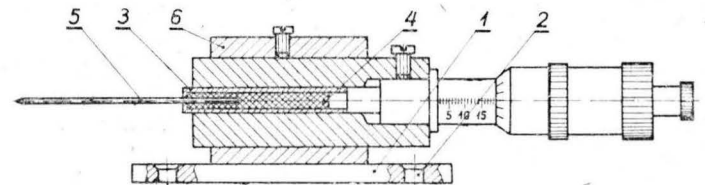
różnej energii uderzenia wahadła regulowanej kątem jego wychylenia przed uderzeniem. W każdym przypadku mierzy się wskaźniki plastyczności materiału. Zależność poszczególnych wskaźników od energii uderzenia młota na podstawie pomiarów własnych i przeprowadzonych przez Pogodzina-Aleksiejewą [2] przedstawiono na rys. 3 i 4. Wskaźniki określające odkształcenie próbki są proporcjonalne do energii uderzenia młota, a strzałka ugięcia zmienia się z nią prostoliniowo. Wynika z tego, że strzałka ugięcia najlepiej charakteryzuje odkształcenie się próbki przy zginaniu udarowym. Biorąc pod uwagę fakt, że jej pomiar jest bardzo prosty i dokładny oraz że obejmuje tak odkształcenie plastyczne, jak i sprężyste zaleca się, aby przy próbie zginania udarowego za wskaźnik plastyczności materiału przyjmować strzałkę ugięcia.

Wyznaczenie dynamicznej granicy plastyczności

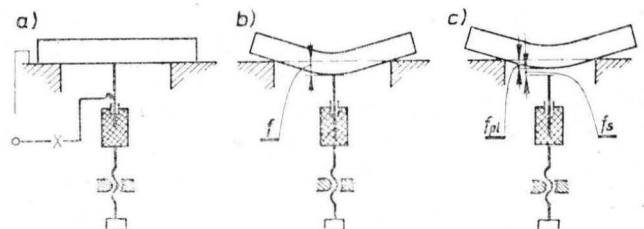
W celu obliczenia dynamicznej granicy plastyczności materiału w warunkach zginania udarowego, należy z wyników eksperymentalnych wyznaczyć wartość energii odkształcenia sprężystego i siły dynamicznej na granicy plastyczności.

Energii odkształcenia sprężystego na granicy plastyczności wyznacza się z zależności przyjętego wskaźnika plastyczności do energii uderzenia młota (rys. 3 i 4). Zgodnie z Pogodinem-Aleksiejewem [2] można to uczynić graficznie, znajdując wspólną punktu przecięcia się interpolowanej między punktami eksperymentalnymi krzywej z osią obciążenia. Wartość energii w tym punkcie można przyjąć za szukaną wartość energii sprężystej na granicy plastyczności.

Metoda graficzna wyznaczania energii sprężystej jest mało dokładna. Wyniki zależą bowiem od sposobu interpolowania krzywej oraz od przyjętej skali obciążenia. Proponuje się więc zastosowanie metody analitycznej opartej na analizie statystycznej. W tym celu, na podstawie rozkładu punktów eksperymentalnych na wykresie (rys. 3 i 4), należy ustalić ogólne równanie zależności i metodami statystycznymi wyznaczyć jego parametry. Przyjmując, że wartość wskaźnika plastyczności na granicy plastyczności rów-



Rys. 1. Przyrząd do pomiaru strzałki ugięcia przy zginaniu udarowym: 1 — zacisk śrubowy, 2 — śruby, 3 — stojak, 4 — cylinder, 5 — igła wolframowa, 6 — obejmka



Rys. 2. Zasada pomiaru strzałki ugięcia przy zginaniu udarowym: a) przed uderzeniem, b) w czasie uderzenia, c) po uderzeniu

na jest zero, znajdujemy szukaną wartość energii.

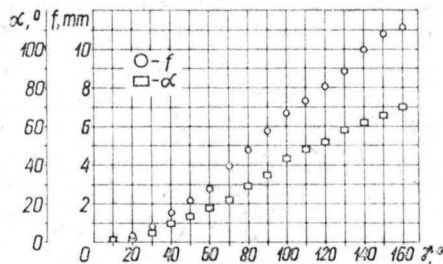
Zgodnie z rys. 3 zależność strzałki ugięcia y od energii uderzenia młota X dla stali 38HMJA można przedstawić w postaci równania:

$$y = ax - b \quad (1)$$

gdzie: a, b — stałe współczynniki.

TABLICA. Zależność pomiędzy energią uderzenia młota x a strzałką ugięcia próbek y

x_i	y_i	x_i^2	y_i^2	$x_i y_i$
2,31	0,07	5,34	0,005	0,162
9,15	0,34	83,72	0,116	3,111
20,33	0,89	413,31	0,792	18,094
35,50	1,57	1 260,25	2,465	55,735
54,21	2,25	2 938,72	5,062	121,973
78,88	2,80	6 222,05	7,840	220,864
99,85	4,02	9 970,02	16,160	401,397
125,40	4,80	15 725,16	23,040	601,920
151,75	5,72	23 028,06	32,718	868,010
178,10	6,83	31 719,61	46,649	1216,423
203,65	7,46	41 473,32	55,652	1519,229
227,63	8,20	51 815,42	67,240	1866,566
249,29	8,80	62 145,50	77,440	2193,752
267,99	9,99	71 818,64	99,800	2677,220
283,17	10,86	80 185,25	117,940	3075,226
294,35	11,24	86 641,92	126,338	3308,454



Rys. 3. Zależność strzałki ugięcia f i kąta zgięcia próbki α od kąta wychylenia wahadła γ (energii uderzenia młota) dla stali 38HMJA w stanie wyżarzonym

Zadanie sprowadza się do wyznaczenia współczynników a i b , gdyż szukana wartość energii sprężystej na granicy plastyczności wynosi:

$$A_s = b/a \quad (2)$$

Wartości współczynników a i b w równaniu (1) znajdujemy, stosując metodę sum najmniejszych kwadratów [3].

Zgodnie z danymi zamieszczonymi w tabl. otrzymano następujące wyniki:

— suma kwadratów odchyłeń dla x :

$$nS_x^2 = \sum x^2 - \frac{(\sum x)^2}{n} = 160 101,54$$

$$S_x^2 = 10 006,346$$

$$S_x = 100,032$$

— suma kwadratów odchyłeń dla y :

$$nS_y^2 = \sum y^2 - \frac{(\sum y)^2}{n} = 218,725$$

$$S_y^2 = 13,670$$

$$S_y = 3,697$$

— suma iloczynów odchyłeń x i y od średnich:

$$nS_{xy} = \sum xy - \frac{(\sum x)(\sum y)}{n} = 5907,607$$

— współczynnik korelacji:

$$r_{xy} = \frac{nS_{xy}}{\sqrt{nS_x^2 \cdot nS_y^2}} = 0,998$$

— odchylenie średnie współczynnika korelacji:

$$S_r = \frac{1 - r_{xy}^2}{n} = 0,00025$$

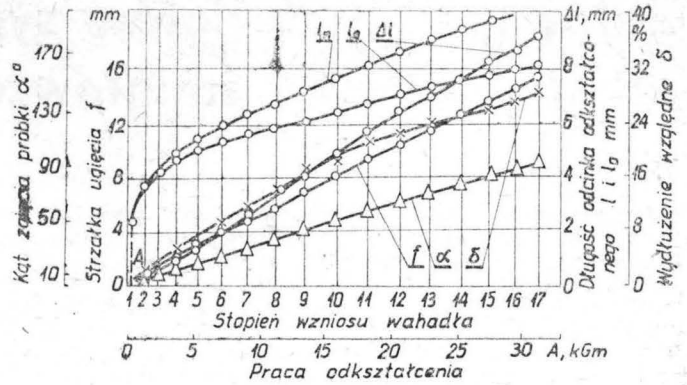
— sprawdzenie istotności współczynnika korelacji:

$$t^\circ = \frac{r_{xy} \sqrt{n-2}}{\sqrt{1-r_{xy}^2}} = 8,353$$

$$t^\circ = 8,353 > t_{0,05} = 2,145$$

Wartość $t_{0,05}$ wzięto z tablic rozkładu t -Studenta przy poziomie 0,05 i $v=16-2=14$ stopni swobody.

Ponieważ $t^\circ > t_{0,05}$, wartość współczynnika korelacji jest istotna, czyli strzałka ugięcia próbki istotnie zależy od energii uderzenia młota;



Rys. 4. Zmiana wskaźników odkształceniowych próbek bez karbu ze stali 20 w funkcji energii odkształcenia przy zginaniu udarowym [2]: 1 — długość odkształconego skrajnego włókna rozciągane-go, l_0 — jego długość pierwotna, Δl — bezwzględne wydłużenie się skrajnego włókna, δ — jego wydłużenie względne, f — strzałka ugięcia, α — kąt zgięcia próbki

— równanie prostej regresji y względem x :

$$Y = \bar{y} + r_{xy} \frac{S_y}{S_x} (X - \bar{x}) = 0,0368341 X - 0,1107$$

— równanie zależności strzałki ugięcia x od energii uderzenia młota y :

$$y = 0,0368841 x + 0,1107$$

— energia sprężysta na granicy plastyczności:

$$A_s = 3,0J$$

Wartość siły dynamicznej na granicy plastyczności wyznacza się ze wzoru:

$$F_s = \sqrt{\frac{95 EJ}{l^3} A_s} \quad (3)$$

gdzie:

F_s — wartość siły dynamicznej na granicy plastyczności,
 E — moduł sprężystości,
 J — moment bezwładności,
 l — odległość między podporami próbki.

Przyjmując: $E=2060,1$ kN/mm²,

$$J = \frac{bh^2}{12} \quad (b=h=10,1 \text{ mm — szerokość i wysokość próbki}),$$

$l=40$ mm,

otrzymano: $F_s=8,77$ kN.

Wartość dynamicznej granicy plastyczności wyznacza się ze wzoru [2]:

$$R_d = \frac{6 F_s l}{4 bh^2} \quad (4)$$

W badanym przypadku: $R_d=513,4$ kN/m²=52,3 kG/mm².

Ugięcie sprężyste w chwili początku odkształcenia plastycznego wynosi:

$$f_s = 2 A_s / F_s = 0,0068 \text{ mm}$$

Wykres odkształceń przy zginaniu udarowym

Krótkotrwały proces zginania udarowego stwarza trudności w rejestrowaniu wykresu odkształceń. Urządzenia do rejestracji tych wykresów nie stanowią zasadniczego wyposażenia młota wahadłowego. Istnieje jednak wiele rozwiązań szybko działającej aparatury rejestrującej w połączeniu z bezinercyjnymi metodami pomiaru odkształceń i naprężeń w próbkach za pomocą tensometrów oporowych i półprzewodnikowych, czujników piezoelektrycznych i indukcyjnych, fotoelementów i szybkościowego filmowania [5, 6].

W przypadku braku urządzenia do rejestrowania wykresów odkształceń przy zginaniu udarowym, wykresy takie można zbudować na podstawie pomiaru wskaźników odkształcenia sprężystego i plastycznego przy różnej energii uderzenia wahadła. Takie postępowanie opisano szczegółowo w [2].

Porównując wykresy zarejestrowane bezpośrednio przez specjalne urządzenie oraz zbudowane na podstawie pomiaru *cd. na s. 6*

Załadunek materiałów sypkich do samolotów i śmigłowców*)

Doc. dr inż. MAREK MICHAŁSKI

Aczkolwiek agrolotnictwo stosowane jest w ponad 40 krajach, w tym w obu największych potęgach gospodarczych, tzn. w Związku Radzieckim i Stanach Zjednoczonych, to jednak Polska ma w jego wykorzystaniu swoisty rekord, tj. udział srodków sypkich, który angażuje ponad 90% usług agrolotniczych. Takiej struktury zabiegów nie spotyka się w żadnym innym kraju. Wysoki udział nawożenia sypkimi nawozami mineralnymi powoduje, że rośnie znaczenie urządzeń przeznaczonych do transportu tych nawozów na lądowisko operacyjne, jak i załadunku samolotów i śmigłowców. Najwyższy udział wśród materiałów sypkich rozsiewanych przez lotnictwo mają nawozy mineralne, ale liczą się tu również wysiewane nasiona, granulowane lub kapsułkowane pestycydy czy przynęty.

Załadunek w cyklu operacyjnym

Prof. Friedrich Baltin, przedstawiając formułę cyklu operacyjnego, przewidział w niej m.in. również czas przygotowania naziemnego T_z :

$$T_z = T_r + T_n + T_d + T_z, \text{ s} \quad (1)$$

Jak wynika z badań Akademii Rolniczej w Szczecinie, współczynnik przygotowania naziemnego K_z ma w praktyce dla śmigłowca PZL Mi-2 wartość 0,13–0,85 (średnio 0,24) [18, 19], co oznacza, że przeciętnie śmigłowiec spędza na ziemi ok. 24% swego czasu pracy. Tak znaczny udział czasu postoju naziemnego pozwala na szukanie w nim rezerw ekonomicznych.

Przygotowanie naziemne (omówione w [16, 17]), można przedstawić wzorem:

$$T_z = T_{23} + \Delta T_{311} + T_{312} + T_{33} + T_{41} + T_{220} + T_{25} + \Delta T_{85}, \text{ s} \quad (2)$$

Dla stosowanych w Polsce śmigłowców PZL Mi-2, wyposażonych w dwa zbiorniki zewnętrzne, średnio 70% czasu przygotowania naziemnego stanowi czas załadunku T_{23} , podczas gdy wszystkie pozostałe czynności zajmują średnio 30% [15]. We wzorze (2) wymieniono wszystkie czynności, a te z nich, które mogą być wykonywane łącznie z innymi, oznaczono symbolem Δ .

Czas załadunku składa się z trzech składników:

$$T_{23} = T_{231} + T_{232} + T_{233}, \text{ s} \quad (3)$$

gdzie:

T_{231} — czas dojazdu ładowarki do samolotu lub śmigłowca,

T_{232} — czas właściwego załadunku,

T_{233} — czas odjazdu ładowarki od samolotu, śmigłowca.

Jeśli brygada agrolotnicza jest dobrze zgrana, to czasy T_{231} i T_{233} mogą być skrócone, gdyż ładowarki mogą rozpocząć dojazd zanim śmigłowiec wylądował, a ponadto śmigłowiec może rozpocząć start w czasie gdy ładowarki odjeżdżają [10, 11]. Postępowanie to pozwala na takie skrócenie czasu postoju naziemnego, przy którym udział czasu załadunku maleje do 50%.

*) Niniejsza praca stanowi część zagadnienia opublikowanego w nrze 2/87 TLIA

Autor nie wypowiada się na temat śmigłowców ze zbiornikiem podwieszonym, gdyż tego rodzaju urządzeń nie stosuje się dotychczas ani w Polsce, ani u jej sąsiadów i z tego powodu brak nam wyników badań eksploatacyjnych.

Jeśli chodzi o samoloty, to zagadnienie jest bardziej złożone, na co składa się kilka przyczyn:

— czas rozbiegu i dobiegu T_{220} zależy od typu samolotu, wysokości lądowiska nad poziomem morza, aktualnej temperatury, usytuowania pasa startowego w stosunku do kierunku aktualnego wiatru oraz nawierzchni lądowiska,

— czas kołowania T_{25} , wynoszący średnio 60 s w każdym cyklu operacyjnym, może maleć aż do 0 s, przy stosowaniu „płynnego startu” [5].

Urządzenia załadunkowe

Teoretycznie jest obojętne, czy samolot kołuje do stacjonarnej ładowarki, czy też mobilna ładowarka podjeżdża do samolotu po jego zatrzymaniu się. Pierwszy system przyjął się jedynie w Związku Radzieckim i opiera się na sieci stałych, zmechanizowanych baz agrolotniczych [2], drugi system rozpowszechnił się w pozostałej części świata. Polskie rolnictwo (choćby ze względu na to, iż powierzchnia Polski jest ponad 70-krotnie mniejsza od powierzchni Związku Radzieckiego) nigdy nie będzie miało warunków do tworzenia tego rodzaju stałych baz agrolotniczych. Dlatego w artykule omówiono wyłącznie drugi system załadunku, opierając się m.in. na opracowaniach [12, 22], które szczegółowo omawiają urządzenia mobilne.

Mówiąc o załadunku, należy brać pod uwagę całą linię technologiczną, gdyż urządzenie załadunkowe musi być odpowiednio dobrane do typu eksploatowanego statku powietrznego, który ma być załadowany, musi poza tym współpracować z urządzeniami zaopatrującymi je w następane porcje rozsiewanego materiału [7]. Jak wynika z dotychczasowej praktyki, opłacalne jest jedynie stosowanie specjalnych urządzeń (nawet mimo stosunkowo wysokiej ich ceny), gdyż tanie urządzenia (przystosowane do współpracy z agrolotnictwem) są tylko pozornie oszczędne i wpływają bardzo wyraźnie na obniżenie sprawności cyklu operacyjnego, a tym samym i na wydajności w czasie operacyjnym [13].

Dotychczasowe doświadczenia wykazały, że najwyższą wydajność przy załadunku materiałów sypkich zapewniają urządzenia grawitacyjne (rys. 1a), znacznie niższą urządzenia ślimakowe (rys. 1b), jeszcze niższą — taśmociągi (rys. 1c) [9]. Należy przy tym pamiętać, że taśmociągi otwarte zupełnie nie nadają się do użycia przy pracującym silniku samolotu, a tym bardziej śmigłowca (zdmuchiwanie nawozu z taśmy), a przecież dążąc do maksymalnego skrócenia postoju naziemnego musimy brać pod uwagę wyłącznie załadunek przy pracującym zespole napędowym. Taśmociągi kryte nie mają już tego mankamentu, pozostaje jednak nadal niedostateczna ich wydajność. Mimo że specja-

cd. na s. 5

wskaźników odkształceniowych stwierdzono, że jeśli chodzi o wartość granicy plastyczności, siły maksymalnej i maksymalnych ugięć to są one stosunkowo zgodne. Jednakże wykresy otrzymane metodą wskaźników odkształceniowych są w dużym stopniu przybliżone i nie odzwierciedlają w pełni przebiegu odkształcenia się próbki ze wzrostem obciążenia. Na wykresach rejestrowanych przez urządzenie już w zakresie sprężystym uwidaczniają się uskoki świadczące o relaksacji naprężeń. Tego jednak nie można ujawnić metodą pomiaru wskaźników odkształceniowych [2].

* * *

Próba zginania udarowego przeprowadzona na próbkach bez karbu pozwala na wyznaczenie dynamicznej granicy plastyczności, która w odróżnieniu od udarność jest właściwością danego materiału miarodajną tak dla technologa, jak i konstruktora. Powinna więc być stosowana w praktyce przy ocenie właściwości materiałów przeznaczonych na elementy pracujące przy obciążeniach dynamicznych.

W celu wyznaczenia dynamicznej granicy plastyczności zaleca się przyjmować strzałkę ugięcia za miernik odkształcenia plastycznego. Najdokładniej charakteryzuje ona odkształcenie próbki, a sam pomiar jest bardzo prosty i dokładny. Oprócz tego zależność strzałki ugięcia od wielkości obciążenia jest prostoliniowa, co pozwala na dokładne wyznaczenie energii sprężystej na granicy plastyczności.

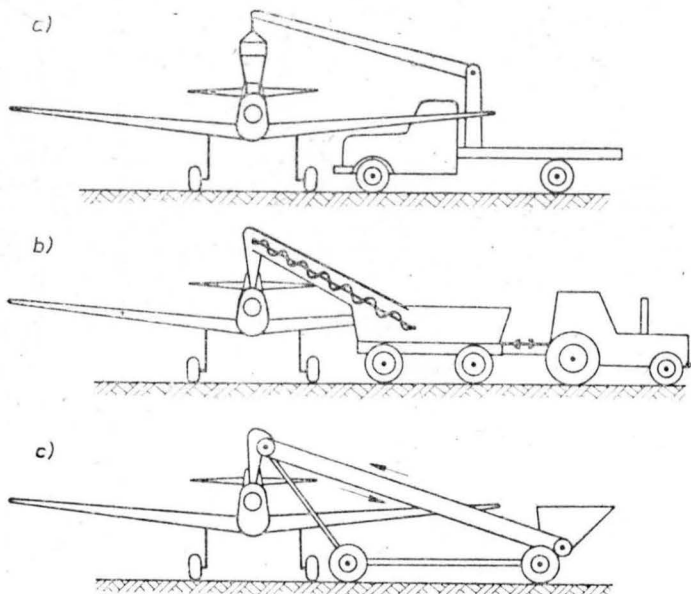
LITERATURA

1. M. GLIWA: Ocena stali na podstawie próby udarność. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1983, nr 2, s. 26–29.
2. G. J. POGODIN-ALEKSIEJEW: Wytrzymałość dynamiczna i kruchość metali (tłum. z ros.). Wyd. WNT, Warszawa 1969 r.
3. Praca zbiorowa: Werkstoffprüfung von Metallen. Veb Deutscher Verlag für Grunstoffindustrie, Leipzig, 1963 r.
4. W. OKTABA: Elementy statystyki matematycznej i metodyka doświadczalnictwa. Wyd. PWN, Warszawa, 1974 r.
5. O. J. ZNACZKOWSKI: Issledowanie soprotiwlenija konstrukcyjnych matieriałow razruszeniju pri udarnom izgibie. W pr. zbior. Mieczaniczeskie inspytanija konstrukcyjnych spławow pri kriogennych temperaturah. Wyd. Naukowa Dumka, Kijew, 1982, s. 102–113.
6. O. J. ZNACZKOWSKI, N. W. NOWIKOW: Ispytanija na udarny izgib pri niskich temperaturah s zapisu dżagram deformirowanija. *Problemy Procznosti*, 1972, nr 12, s. 55–57.

liści zdyskwalifikowali przenośniki taśmowe jako urządzenia do załadunku rolniczych statków powietrznych, to jednak niektórzy autorzy [6] ciągle zalecają ich stosowanie, co z kolei wywołuje repliki w prasie fachowej [20]. Oprócz trzech ww. rodzajów ładowarek starano się przystosować do potrzeb agrolotnictwa także ładowarki pneumatyczne, jednak dotychczasowe próby wypadły negatywnie.

Ładowarki powinny spełniać następujące wymagania:

- dokonywać szybkiego przeładunku,
- ładować odmierzoną porcję materiału, równą masie jaką jednorazowo może zabrać samolot lub śmigłowiec,
- pracować z minimalną obsługą,
- mieć łatwość w manewrowaniu (co powinno pozwalać na uniknięcie kolizji z obsługiwanym statkiem powietrznym) i dużą prędkość transportową (ze względu na konieczność częstego przebazowywania),



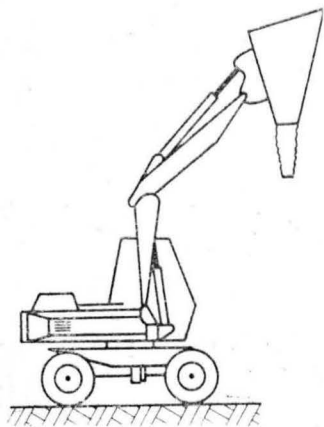
Rys. 1. Systemy załadunku samolotów materiałami sypkimi: a) ładowarką grawitacyjną, b) przenośnikiem ślimakowym, c) przenośnikiem taśmowym

- mieć możliwie niską masę własną, umożliwiającą im pracę w warunkach lądowisk operacyjnych (nietworzenie głębokich kolein, niegrzeźnięcie),
- powodować możliwie najmniejsze skażenie środowiska naturalnego.

Ponadto żadaną cechą ładowarek jest ich zdolność do samozaładunku [14].

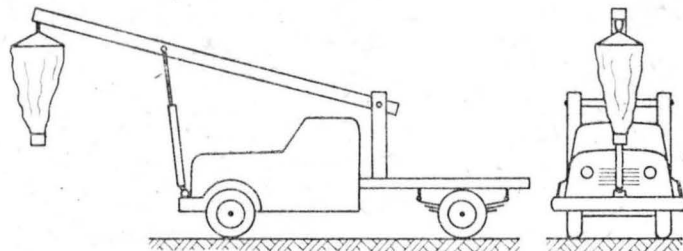
Dodatkowym wymaganiem w stosunku do ładowarek śmigłowcowych jest ich ograniczona wysokość, pozwalająca na bezpieczną pracę pod tarczą wirnika. W ładowarkach samolotowych korzystne jest natomiast wysokie zlokalizowanie kabiny operatora, umożliwiające mu dobrą widzialność otworu zasypowego, jak i całej konstrukcji samolotu.

Spośród stosowanych ładowarek grawitacyjnych, ładowarki na podwoziach samochodowych są najbliższe stawianym wymaganiom. Ładowarki jedynie przystosowane do obsługi agrolotnictwa, a oparte na konstrukcji samojezdnych dźwigów lub koparek, mają zbyt mały zakres prędkości, co powoduje, że po przebazowaniu samolot musi zbyt długo czekać na nowym lądowisku operacyjnym, co nie powinno

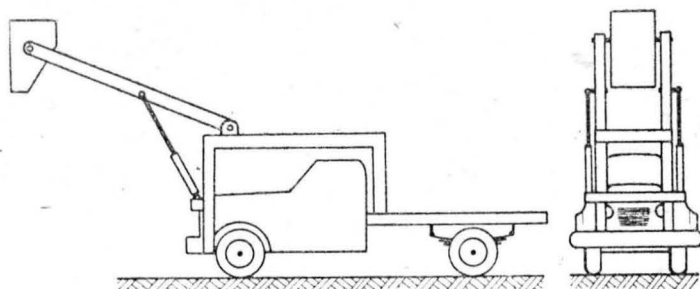


Rys. 2. Ładowarka grawitacyjna Waryński K-406A przystosowana do załadunku samolotów

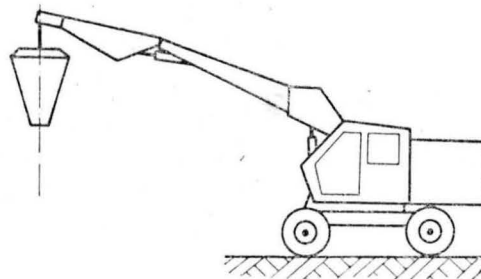
mieć miejsca. Podobnymi cechami charakteryzują się ładowarki zagregowane z ciągnikami rolniczymi. W każdym przypadku liczba ładowarek musi być taka sama jak liczba napełnianych zbiorników. Proponowane czasami stosowanie ładowarek typu Waryński K-406A (rys. 2) do załadunku



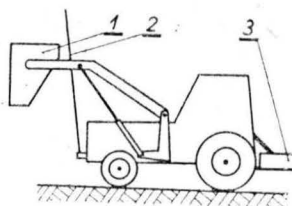
Rys. 3. Ładowarka grawitacyjna Ricemaster na podwoziu Chevrolet



Rys. 4. Ładowarka grawitacyjna Taskmaster na podwoziu Chevrolet



Rys. 5. Ładowarka grawitacyjna T-174



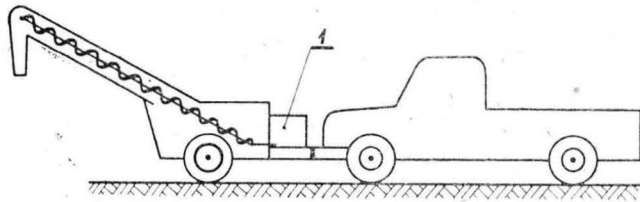
Rys. 6. Ładowarka grawitacyjna T 261-Tur [2]: 1 - kosz zasypowy, 2 - ogranicznik podnoszenia, 3 - przeciwwaga

śmigłowców należy uznać za nieporozumienie. Do tak pomyślanego załadunku należałoby całkowicie zatrzymać wirnik, a następnie jeszcze ustawić łopaty wirnika w takich położeniach, ażeby nie zasłaniały one otworów obu zbiorników. Byłby to więc sposób załadunku niezwykle powolny, pracochłonny i kosztowny. Natomiast ładowarka K-406A nadaje się do załadunku samolotów, chociaż nie ma dużej prędkości transportowej. Jednak, jak stwierdza się w [21], w eksploatacji znajdowało się zaledwie kilka takich urządzeń (w ciągu siedmiu lat po wyprodukowaniu prototypu), co można określić jedynie jako potencjalną możliwość stosowania tych ładowarek.

Dotychczas znane są w świecie doskonale grawitacyjne ładowarki samolotów (produkcji amerykańskiej firmy Mid-Continent) o nazwie Ricemaster (rys. 3) i Taskmaster (rys. 4). Z powodzeniem stosowane są także w NRD grawitacyjne ładowarki samolotów, oparte na konstrukcji ładowarki T-174 (niestety charakteryzujące się zbyt małą prędkością $V_{max} = 18 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ (rys. 5). Również z powodzeniem do grawitacyjnego załadunku śmigłowców stosuje się w Polsce dwie ładowarki T 261 nadbudowane na ciągniki Ursus C-355 lub C-360 (rys. 6).

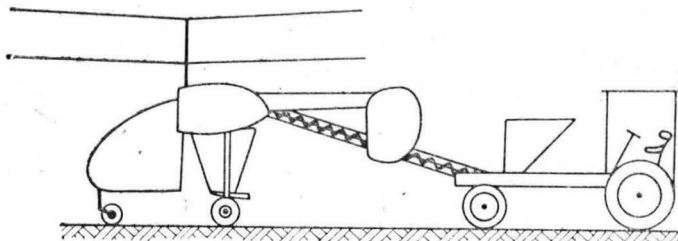
Mimo, że ładowarki ślimakowe charakteryzują się gorszymi wskaźnikami niż ładowarki grawitacyjne, to stosowane

bywają zwłaszcza w tych sytuacjach, w których konstrukcja statku powietrznego utrudnia dostęp do otworu zasypowego. Ma to m.in. miejsce w dwupłatowcach rolniczych (rodzina samolotów Gulfstream Ag-Cat), w których baldachim częściowo zasłania otwór zasypowy, a także w śmigłowcach Kamov Ka-26, w których zbiornik zamocowany jest między dwoma silnikami, a równocześnie pod tarczami obu wirników.



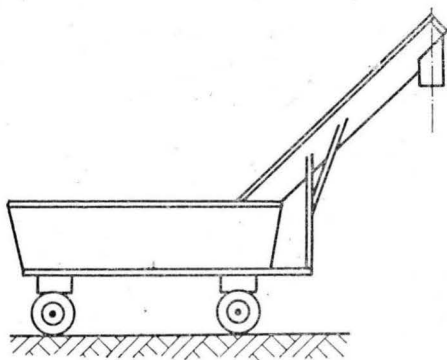
Rys. 7. Ładowarka ślimakowa Hood zagregowana (sztywno) z samochodem pick-up: 1 — silnik napędowy ładowarki

Do załadunku dwupłatowców najczęściej stosowana jest amerykańska ładowarka ślimakowa Hood, wyposażona w silnik spalinowy napędzający jej mechanizmy i poruszająca się w agregacie z samochodem pick-up dowolnej marki (rys. 7). Śmigłowce Ka-26 są najczęściej ładowane przez ładowarkę SFS-30-6 nadbudowaną na nośnik narzędzi RS-09 (rys. 8).



Rys. 8. Ładowarka ślimakowa SFS-30-6 nadbudowana na nośnik narzędzi RS-09 w czasie załadunku śmigłowca Ka-26

Agregat ten mieści się doskonale pod belkami ogonowymi śmigłowca, lecz niestety charakteryzuje się dość niską wydajnością. Natomiast stosowane w Polsce do załadunku samolotów rolniczych ładowarki ślimakowe powstałe z przebudowania rozsiewacza wapna N010 Tytan, które produkowane były jednostkowo przez rzemiosło, nie spełniają wymagań stawianych urządzeniom tego rodzaju (rys. 9).



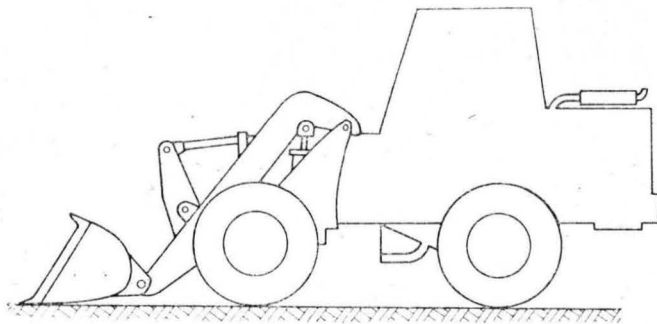
Rys. 9. Ładowarka ślimakowa Tytan (przebudowany rozsiewacz nawozów N010)

Jeśli materiały sypkie wysiewane są przez śmigłowce za pomocą rozsiewaczy podwieszanych, to śmigłowiec pracuje z dwoma wymiennymi rozsiewaczami, z których jeden jest pod nim zawieszony, a drugi pozostawiony na ziemi jest załadowany za pomocą uniwersalnej ładowarki hydraulicznej dowolnego typu: Fadroma Ł-200 (rys. 10), UN-050 i -070, UNC-151, HON-050 i -053 lub inne.

Współcześnie stosowane ładowarki do materiałów sypkich nadają się do załadunku nawozów granulowanych, krystalicznych i pylistych pestycydów granulowanych, kapsułkowanych i pylistych oraz różnego rodzaju materiału siewnego (nasion).

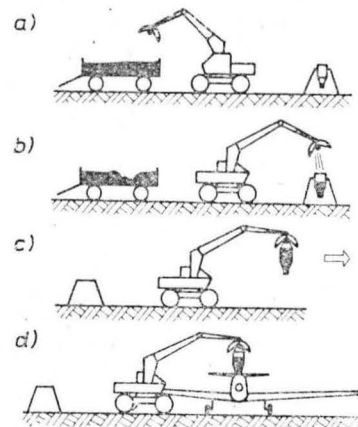
O ekonomicznym rachunku decyduje nie tylko rodzaj ładowarki, ale i przyjęty system załadunku. Znaczenie tego faktu dość wcześnie doceniono w NRD, tworząc tzw. system Löwenbergera (rys. 11) [4]. Polega on na tym, że ładowarka T-174 jest wyposażona w kosz zasypowy o pojemności zgodnej z dopuszczalną ładownością danego typu samolotu. W skład wyposażenia ładowarki wchodzi także

stojak, na którym ustawiany jest kosz zasypowy do napełnienia go nawozem lub ziarnem siewnym. Ładowarka napełnia kosz za pomocą chwytaka szczękowego, po napełnieniu go rozsuwa szczęki w najdalsze zewnętrzne położenie i zahacza kosz do haka mieszczącego się między szczękami.



Rys. 10. Uniwersalna ładowarka hydrauliczna Fadroma Ł-200

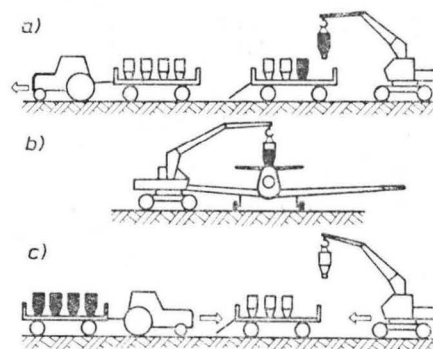
W systemie Löwenbergera wyeliminowano pracę ręczną podczas załadunku samolotów, a wszystkie związane z tym czynności wykonuje jedna maszyna i jeden operator. System ten jest lepszy od innych metod, w których kosze ładowarek napełniane są ręcznie. Opierając się na do-



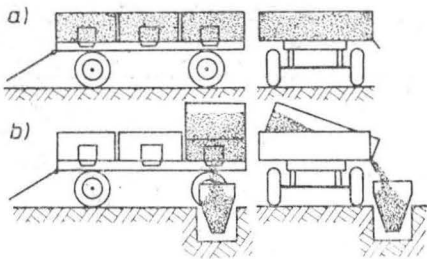
Rys. 11. Kolejne fazy pracy ładowarki w metodzie Löwenbergera

świadczeniach NRD, AR w Szczecinie podjęła próbę opracowania (wykorzystując podwozie samochodu ciężarowego krajowej produkcji) podobnego urządzenia przydatnego w polskich warunkach. Niestety, b. CZ-PPGR nie wyraził zgody na takie rozwiązanie, żądając zastosowania importowanej ładowarki T-174 [23]. W efekcie zbyt małego importu ładowarek gotowego już produktu nie wykorzystano w praktyce.

Przy prawidłowej gospodarce nawozowej każda metoda zarówno zmechanizowana, jak i uwzględniająca pracę ręczną, wyklucza sens stosowania w agrolotnictwie nawozów workowanych. Nawozy workowane zwiększają bowiem zapotrzebowanie na robociznę i powodują konieczność zbierania zużytych opakowań. Jednak przy braku magazynów, gdy nawóz przechowuje się w nieodpowiednich warunkach, worki są namiastką zabezpieczenia nawozów, zarówno przed wpływami atmosferycznymi, jak i przed ubytkami ilości-



Rys. 12. Kolejne fazy pracy ładowarki w systemie kontenerów elastycznych



Rys. 13. Zastosowanie przyczepy pojemnikowej z bocznym przechyłem: a) pozycja transportowa, b) załadunek kosza zasypanego

Rys. 14. Zastosowanie przyczepy-wywrotki wysoko podnoszonej: a) pozycja transportowa, b) pozycja podniesiona, c) załadunek kosza zasypanego ustawionego na stojaku

wymi. Wydaje się, że przyszłość należy jednak do systemu kontenerowego. Stosowane tu powinny być kontenery elastyczne o ładowności zgodnej z udźwigniem samolotu (rys. 12). W tym systemie ładownica byłaby zastąpiona żurawiem podnoszącym kontener ponad otwór zasypany zbiornika samolotu [1, 8]. Stosowanie kontenerów elastycznych pozwoliłoby na zastąpienie wszystkich przeładunków nawozu przez przeładunki kontenerów, a tym samym kontener napelniany u producenta byłby opróżniany dopiero na lądowisku operacyjnym. System ten w największym stopniu eliminuje pracę ręczną, a równocześnie jest najkorzystniejszy z punktu widzenia ochrony środowiska. Równocześnie w tym systemie nawozy najdłużej zachowują wysoką jakość przy równoczesnym wyeliminowaniu strat ilościowych.

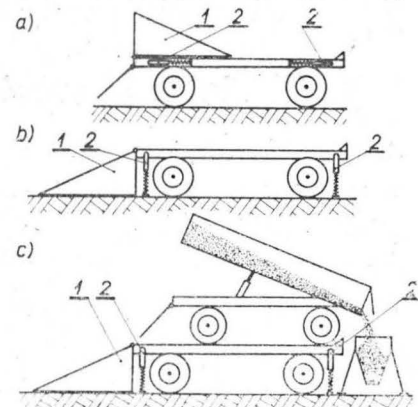
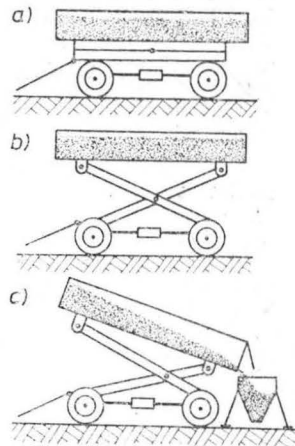
Jeśli nie można jeszcze chwilowo wprowadzić systemu kontenerowego, to najbardziej celowe jest stosowanie samochodów i przyczep samowyladowczych o bocznym przechyłem, wyposażonych w pojemniki o ładowności równej udźwignię samolotu (stosowanych w NRD — rys. 13) [3], lub też przyczep wysoko podnoszonych, podzielonych także na kilka pojemników (rys. 14). Natomiast, zdaniem autora, dosyć problematycznie przedstawia się efektywność proponowanego przez NRD załadunku kosza zasypanego przy zastosowaniu przyczepy-rampy ustawionej na lądowisku operacyjnym (rys. 15).

Rzeczywistość w Polsce znacznie odbiega od tych rozważań nt. transportu. Nawozy dowożone są na lądowisko operacyjne transportem ciągnikowym. Ciągniki bywają zagregowane z jedną lub dwiema przyczepami, przy czym nawóz dostarczany jest bądź luzem, bądź w workach. Z tych przyczep nawóz przeładowywany jest do ładowni za pomocą łopatek lub też wysypywany z worków. Jak widać, dotychczasowa organizacja transportu nawozów na lądowisko operacyjne nie jest przykładem nowoczesności.

Proponowane przez tych autorów, którzy nie znają specyfiki pracy agrolotnictwa, stosowanie na lądowiskach operacyjnych młynków nawozowych, przeznaczonych do rozdrabniania zbrulnionych nawozów jest nieporozumieniem. Agrolotnictwo jest zbyt kosztowne, ażeby pozwalać sobie na wysiew niepełnowartościowych nawozów. Do lotniczego rozprzestrzeniania nadają się tylko nawozy o idealnych parametrach granulometrycznych. Stosowanie młynków na lądowiskach operacyjnych stwarza nie tylko dodatkowe, nikomu niepotrzebne, zagrożenie dla środowiska naturalnego, ale wywołuje ponadto niezwykle agresywne warunki korozyjne niszczące drogi sprzęt latający.

LITERATURA

1. N. B. AKESON, W. E. YATES: The use of aircraft in agriculture. Rome FAO 1974, s. 68-75
2. F. BORODZIK: Wstęp do technologii agrolotniczych. Warszawa, PWRiL, 1983, s. 203-221



Rys. 15. Zastosowanie przyczepy-rampy: a) pozycja transportowa, b) pozycja robocza, c) załadunek kosza zasypanego ustawionego na stojaku: 1 — klin wjazdowy rampy, 2 — podpory

3. W. BRITT i in.: Agrarflug in der DDR, Berlin VEB Deutscher Landwirtschaftsverlag, 1973, s. 121-142
4. T. DOBEK, J. SIENKIEWICZ: Problematyka sprzętu do załadunku samolotów i śmigłowców rolniczych. TLIA, 1981, nr 2, s. 24-27
5. B. GAJEWSKI, J. SIENKIEWICZ: Ekonomiczne aspekty eksploatacji urządzeń załadunkowych do statków powietrznych. V seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, Olsztyn PAN 1979, s. 83-91, 173, 191
6. E. KAMIŃSKI: Różne sposoby załadunku nawozów do samolotów i śmigłowców. *Mechanizacja Rolnictwa*, 1980, nr 7, s. 11-13
7. T. ŁAWRYNOWICZ, J. SIENKIEWICZ: Wytyczne do projektowania urządzeń załadunkowych oraz wybór najbardziej optymalnego urządzenia załadunkowego. V seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, Olsztyn, PAN, 1979, s. 92-101, 174, 192
8. T. ŁAWRYNOWICZ: Prace załadunkowe w agrolotnictwie. *Mechanizacja Rolnictwa*, 1980, nr 8, s. 13-15
9. M. MICHAŁSKI: Zagadnienia eksploatacyjne w usługach agrolotniczych. *Maszyny i Ciągniki Rolnicze*, 1978, nr 6, s. 19-22
10. M. MICHAŁSKI: Organizacja pracy podczas nawożenia mineralnego przy użyciu śmigłowca. *Zeszyty Naukowe AR w Szczecinie* 1978, nr 73, s. 65-75
11. M. MICHAŁSKI: Technologie der Minereraldüngerausbringung mit Hubschraubern. *Agrartechnik*, 1979, H. 3, s. 100-102
12. M. MICHAŁSKI i in.: Analiza aktualnego stanu systemów ładowania środków chemicznych (pychkich) do samolotów oraz wybór najbardziej optymalnego urządzenia wraz z uzasadnieniem. Szczecin SITR, 1979, maszynopis symbol: ESA-10.6, 28 s. + zał.
13. M. MICHAŁSKI: Aufgaben der Landwirtschaftsbetriebe beim Einsatz von Agrarflugzeugen und -hubschraubern. *Agrartechnik* 1980, H. 7, s. 305-306
14. M. MICHAŁSKI: Chapter VD „Development of ground loading systems for aircraft and helicopters”, Development of airborne equipment to intensify world food production. New York, United Nations 1981, ECE/ENG. AUT 4 s. 180-195, 211-213
15. M. MICHAŁSKI: Ocena warunków organizacyjnych przy stosowaniu śmigłowców w rolnictwie. *Rozprawy* nr 80, Szczecin AR 1981, s. 33-36, 108-123
16. M. MICHAŁSKI: Analiza wykorzystania czasu pracy na lądowisku operacyjnym podczas stosowania śmigłowców w rolnictwie. II sympozjum „Problemy budowy i eksploatacji maszyn i urządzeń rolniczych”. Płock, Politechnika Warszawska, 1982, s. 162-163
17. M. MICHAŁSKI: Usługi lotnicze dla rolnictwa i leśnictwa (przegląd literatury). Opracowania problemowe, Warszawa CBR 1983, s. 12-14, 21-25
18. M. MICHAŁSKI: Organizacja pracy na śmigłowcowym lądowisku operacyjnym — źródłem potencjalnych oszczędności. VIII seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, Olsztyn ART, 1983, s. 194-201
19. M. MICHAŁSKI: Ag-aviation operational cycle — the source of effectiveness improvement in plant production. Budapest 10-th International Congress of Agricultural Engineering 1984, s. 78-84
20. Pawnee. Gałąź wiedzy, *Skrzydłata Polska* 1980, nr 31, s. 7
21. L. ROGALSKI: Wysiew nawozów mineralnych aparaturą agrolotniczą. *Mechanizacja Rolnictwa*, 1980, nr 8, s. 12-13
22. J. SIENKIEWICZ, B. GAJEWSKI, T. DOBEK: Przegląd stosowanych technologii i typów urządzeń naziemnych stosowanych w agrolotnictwie. Szczecin AR, 1978, maszynopis, symbol ESA-10.1, 14 s.
23. J. SIENKIEWICZ i in.: Projekt technicznego urządzenia załadunkowego wraz z warsztatową dokumentacją konstrukcyjną. Szczecin SITR 1980, maszynopis symbol ESA-10.8, s. 20 + rysunki

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Aeroprakt A-11M Gamlet • ZSRR •

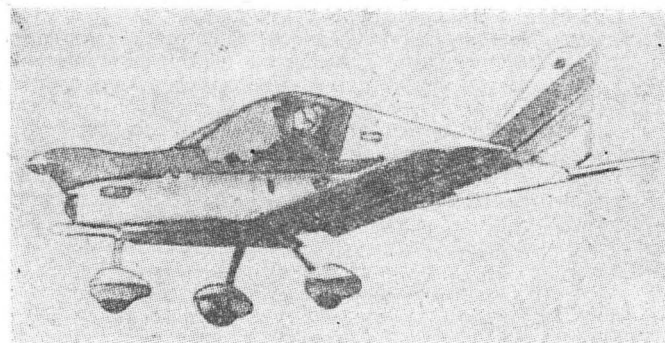
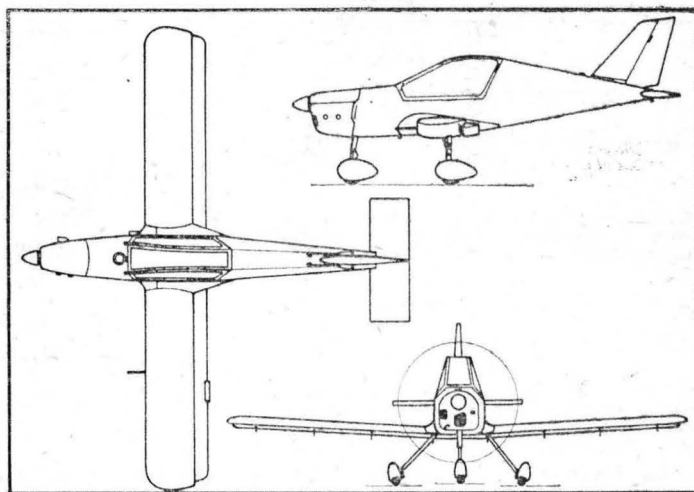
Amatorski jednomiejscowy dolnopłat

Stowarzyszenie kujbyszewskich entuzjastów lotnictwa pracuje od 1983 r. nad amatorskim samolotem A-11M Gamlet, który w swej pierwszej wersji uzyskał wysoką ocenę na pokazie konstrukcji amatorskich w Kijowie. Jest to jednosilnikowy jednomiejscowy dolnopłat z trójkołowym podwoziem. Konstrukcja samolotu jest mieszana: szkielet kadłuba, usterzenie i dźwigar płata są drewniane, żebra płata i lotki — laminatowe, laminatowe jest również pokrycie, z wyjątkiem steru kierunku, który ma pokrycie płócienne. Płat o profilu Wortman FXS-02-196 i z lotkami na całej rozpiętości ma obrys prostokątny. Usterzenie kierunku ma nieduży skos, a usterzenie wysokości jest typu pływającego. Osłona kabiny jest otwierana do przodu. Wszystkie koła podwozia mają wymiary 220×110 mm, a koła główne są zaopatrzone w hamulce. Pierwsza wersja samolotu jest napędzana czechosłowackim silnikiem motocyklowym CzZ — dwucylindrowy dwusuw z przekładnią, o pojemności 400 cm³ i mocy 19 kW (26 KM). Zbiornik paliwowy o pojemności 24 l znajduje się za przegrodą przeciwpożarową.

Nowa wersja A-11M2 z odwróconym dwucylindrowym silnikiem RM2-640 o mocy 26 kW (35 KM) jest dopuszczona do akrobacji, w związku z czym jej konstrukcja została obliczona na obciążenia +7,5 i -7,5 G, a instalacja paliwowa przystosowana do lotu plecowego. Załączony rysunek trzech rzutów przedstawia nową wersję, a zdjęcie wersji A-11M.

Dane techniczne wersji A-11M2

Rozpiętość	5,30 m
Długość	4,40 m
Wysokość	1,93 m
Powierzchnia nośna	3,56 m ²
Masa startowa	220 kg
Prędkość maksymalna	180 km/h
Prędkość przelotowa	150 km/h



Prędkość podejścia
Wznoszenie n.p.m.

90 km/h
4 m/s

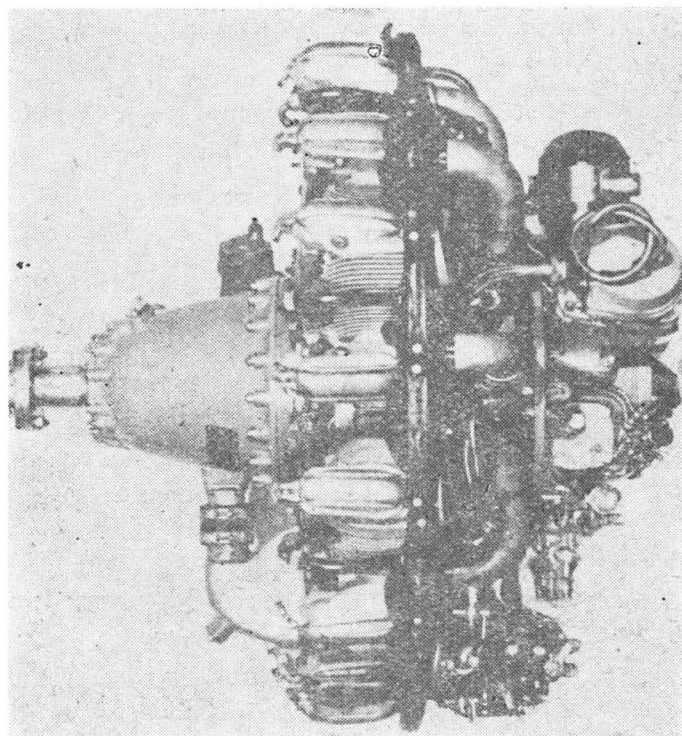
Silnik tłokowy PZL-Kalisz K-8AA • Polska •

Gwiazdowy silnik tłokowy

W latach 1983-1986 został opracowany silnik K-8AA przeznaczony do napędu samolotu PZL-130 Orlik. Do budowy silnika wykorzystano elementy silników AI-14RA i AI-14RDP. Silnik ma układ 9-cylindrowej gwiazdy chłodzonej powietrzem, bez reduktora, z jednobiegową sprężarką doładowującą na mocy startowej i nominalnej. Do lotów akrobacyjnych dostosowano instalacje: paliwową, olejową i odpowietrzania. Silnik może być użyty na samolocie wykonującym lot na plecach do 1 min i przenieść przeciążenia +7,9/-2,5 g. Silnik jest wyposażony w gaźnik membranowy K-14A, dwa iskrowniki M-9 i świece ceramiczne SD-49SMN oraz agregaty płatowcowe: sprężarkę AK-50P-12 i prądnicę GSK-1500M lub GSN-3000M. Silnik jest przystosowany do współpracy ze śmigłem o zmiennym skoku US-141 000 i regulatorem obrotów 21322A03. Przewidywane jest uzyskanie całkowitej żywotności silnika 4000 h z okresem międzynaaprawczym 1000 h przy użyciu oleju MS-20 oraz żywotności 6000 h z okresem międzynaaprawczym 1500 h przy użyciu oleju Aeroshell W100. Silnik przeszedł próbę stoiskową wg przepisów FAR 33. Wykonano 5 silników i przekazano je do prób w locie.

Dane techniczne

Średnica	992 mm
Długość	994 mm
Masa suchego silnika	200 kg
Średnica cylindra	105 mm
Skok tłoka	130 mm
Pojemność skokowa	10 dm ³
Stopień sprężania	5,9
Moc startowa (n=2400 1/min)	204 g/kW/h
przy jedn. zużyciu paliwa	354÷380 g/kW/h
Moc nominalna maks. trwała (n=2100 1/min)	175 kW



przy jedn. zużyciu paliwa 340÷367 g/kW/h
0,75 mocy nominalnej (n=1910 1/min) 131 kW
przy jedn. zużyciu paliwa 320÷347 g/kW/h

Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (II)

terminy hiszpańskie

- 1 — płatowiec
- 2 — struktura
- 3 — konstrukcja metalowa
- 4 — k. drewniana
- 5 — część; element
- 6 — jednopłat
- 7 — górnopłat
- 8 — dolnopłat
- 9 — grzbietopłat
- 10 — dwupłat
- 11 — obrys skrzydła
- 12 — skrzydło prostokątne
- 13 — s. trapezowe
- 14 — s. skośne
- 15 — zastrzał
- 16 — dźwigar
- 17 — żebro (skrzydła)
- 18 — keson
- 19 — usztywnienie, podłużnica, podłużniczka
- 20 — pokrycie
- 21 — lotka
- 22 — klapa
- 23 — k. krokodylowa
- 24 — k. wysuwna, k. Fowlera
- 25 — slot, szczelina
- 26 — hamulec aerodynamiczny
- 27 — kadłub (samolotu)
- 28 — belka ogonowa
- 29 — kratownica (spawana)
- 30 — rura (stalowa)
- 31 — konstrukcja skorupowa (metalowa)
- 32 — wrega
- 33 — kabina
- 34 — k. załogi, k. pilota
- 35 — k. ciśnieniowa
- 36 — wiatrochron, szyba przednia, s. czołowa
- 37 — osłona kabiny, kopułka k.
- 38 — miejsce pilota, fotel p.
- 39 — pas bezpieczeństwa
- 40 — drzwi
- 41 — okno
- 42 — szyba
- 43 — pokrywa
- 44 — pokrywka
- 45 — usterzenie
- 46 — ster
- 47 — s. wysokość
- 48 — s. kierunku
- 49 — statecznik
- 50 — s. poziomy
- 51 — s. pionowy
- 52 — klapka wyważająca, trymer
- 53 — podwozie
- 54 — p. trójkołowe, p. z kołem przednim
- 55 — p. stałe
- 56 — p. chowane
- 57 — amortyzator
- 58 — koło
- 59 — k. przednie
- 60 — k. tylne, k. ogonowe
- 61 — opona
- 62 — detka
- 63 — hamulec
- 64 — h. tarczowy
- 65 — pływak (wodnosamolotu)

K.D.

terminy rumuńskie terminy węgierskie

- 1 — celula (f) de avion
- 2 — estructura (f)
- 3 — e. metalica, construcción (f) m.
- 4 — c. de madera
- 5 — parte (f); pieza (f); elemento (m)
- 6 — monoplano (m)
- 7 — avion (m) de ala alta, monoplano de a. a.
- 8 — a. de ala baja, m. de a. b.
- 9 — a. de ala alta
- 10 — a. de dos alas, biplano (m)
- 11 — contorno (m) del ala
- 12 — ala (f) rectangular
- 13 — a. trapezoidal
- 14 — a. en flecha
- 15 — tornapunta (f)
- 16 — larguero (m) (del ala)
- 17 — costilla (f)
- 18 — cajón (m) de torsión
- 19 — larguero (m), refuerzo (m)
- 20 — revestimiento (m)
- 21 — alerón (m)
- 22 — flap (m); aleta (f) de hipersustentación
- 23 — flap de intrados
- 24 — alerón (m) Fowler
- 25 — ala (f) auxiliar
- 26 — freno (m) aerodinámico
- 27 — fuselaje (m)
- 28 — viga (m) de la cola
- 29 — armadura (f) (soldado)
- 30 — tubo (m) (de acero)
- 31 — estructura (f) monocasco (metalica), monocasco (m) (m.)
- 32 — costilla (f) (de fuselaje)
- 33 — cabina (f)
- 34 — c. del piloto, carlinga (f)
- 35 — c. presurizada, c. presionizada
- 36 — parabrizas (m)
- 37 — cubierta (f) de la cabina
- 38 — asiento (m) del piloto
- 39 — cinturón (m) de seguridad
- 40 — puerta (f)
- 41 — ventana (f)
- 42 — cristal (m)
- 43 — tapa (f)
- 44 — cobertera (f)
- 45 — empenaje (m)
- 46 — timón (m)
- 47 — t. de altura, t. de elevación, t. de profundidad
- 48 — t. de dirección
- 49 — estabilizador (m)
- 50 — e. horizontal, plano (m) fijo h. (de cola)
- 51 — e. vertical, plano fijo v.
- 52 — aleta (f) de centrado, a. correctora del equilibrio en vuelo
- 53 — aterrizador (m), tren (m) de aterrisaje, bastidor (m) de a.
- 54 — a. de triciclo, tren de aterrisaje triciclo
- 55 — a. fijo, t. de a. f.
- 56 — a. retráctil, a. escamotable, t. de a. retráctil
- 57 — amortiguador (m)
- 58 — rueda (f)
- 59 — r. del morro, r. de proa
- 60 — r. de cola
- 61 — neumático (m), (Kuba: llanta (f))
- 62 — cámara (f) de aire
- 63 — freno (m)
- 64 — f. de discos
- 65 — flotador (m) de hidroavión

- 1 — celula (f) (de avion)
- 2 — structura (f)
- 3 — constructie (f) (in integritate) metalica
- 4 — c. de lemn
- 5 — parte (f); element (n)
- 6 — (avion (n)) monoplan (n)
- 7 — avion (n) cu aripa sus
- 8 — a. cu aripa joasa
- 9 — monoplan (n) pe aripa pe fuselaj
- 10 — (a.) biplan (n)
- 11 — contour (n) de aripa
- 12 — aripa (f) dreptunghiulara
- 13 — a. (f) trapezoidala
- 14 — a. in sageata
- 15 — contrafisa (f), proptea (f)
- 16 — lonjeron (n), longeron (n)
- 17 — nervura (f) (planului)
- 18 — cheson (n)
- 19 — grinda (f) longitudinala; piesa (f) rigidizare
- 20 — invelis (n)
- 21 — eleron (n), comanda (f) transversala
- 22 — volet (n)
- 23 — flaps (n); volet (n) de intrados
- 24 — v. de aterizare de tip Fowler
- 25 — v. la bordul de atac, aripa (f) auxiliara; fanta (f) de hipersustentatie
- 26 — frina (f) aerodinamica
- 27 — fuselaj (n); fuselajul (n) avionului
- 28 — grinda (f) ampenajului
- 29 — structura (f) cu zabrele (de sudat), grinda (f) cu z. (de s.); ferma (f) cu z. (de s.)
- 30 — teava (f) (de otel)
- 31 — constructie (f) monococ (metalica)
- 32 — cadru (n) de fuselaj
- 33 — cabina (f)
- 34 — c. echipajului avionului, c. pilotului
- 35 — c. presurizata
- 36 — parbriz (n)
- 37 — cupola (f) cabinei
- 38 — scaunul (n) pilotului
- 39 — centura (f) de siguranta
- 40 — usa (f)
- 41 — fereastra (f)
- 42 — geam (n)
- 43 — capac (n)
- 44 — c. (mic)
- 45 — ampenaj (n)
- 46 — cirna (f)
- 47 — profundor (n)
- 48 — directie (f)
- 49 — stabilizator (n)
- 50 — s.
- 51 — deriva (f)
- 52 — trimer (n)
- 53 — tren (n) de aterizare
- 54 — t. de a. triciclu
- 55 — t. de a. fix, t. de a. neescamotabil
- 56 — t. de a. escamotabil
- 57 — amortizor
- 58 — roata (f)
- 59 — r. (f) din fata
- 60 — bechie (f) (cu roata), roata (f) bechlei
- 61 — anvelopa (f), pneu (n)
- 62 — camera (f) de anvelopa
- 63 — frina (f)
- 64 — f. cu discuri
- 65 — flotor (n) (de hidroavion)

- 1 — sarkány
- 2 — szerkezet, felépítés, struktúra
- 3 — fémépítés
- 4 — fa építés
- 5 — rész; elem
- 6 — egyfedélű repülőgép, egysíkű r.
- 7 — felsőszárnyas r.
- 8 — alulszárnyalt r., alsó szárnyas r.
- 9 — váll szárnyas
- 10 — kétsíkű r., kétfedelű r., biplan
- 11 — szárnyforma
- 12 — derékszögű szárny, párhuzamos sz.
- 13 — trapéz sz., t. alakú
- 14 — nyílazott szárny
- 15 — ferde támpa
- 16 — gerenda, gerinc
- 17 — borda
- 18 — keszon
- 19 — merevítés
- 20 — burkolat
- 21 — csűrőlap
- 22 — (lap)
- 23 — fékszárnny
- 24 — (Fowler lap)
- 25 — rés, nyílás
- 26 — féklapos
- 27 — (repülőgép) törzs
- 28 — csőfarkú
- 29 — (hegesztött) rácsos szerkezet
- 30 — (acél) cső
- 31 — (fém) héj, héjszerkezet
- 32 — (törzs)borda
- 33 — fülke, kabin
- 34 — pilótafülke
- 35 — légmentes kamra, l. fülke
- 36 — szélvédő
- 37 — (pilóta) ülésüveg
- 38 — pilótatülés
- 39 — mellszijazat a leszijasáshoz
- 40 — ajtó
- 41 — ablak
- 42 — ablaküveg, táblaüveg
- 43 — terítő, takaró; fedéltető
- 44 — lepel, fedő
- 45 — tollazat
- 46 — kormány, kormánylapát
- 47 — magassági k.
- 48 — iránykormány
- 49 — vezérsík, egyensúlyozó
- 50 — vízszintes irányfelület
- 51 — függőleges l.
- 52 — trimmlap
- 53 — futó (mű)
- 54 — orrkerekes f.
- 55 — merev f., nem behúzható f.
- 56 — behúzható f.
- 57 — lökescsillapító, amortizátor
- 58 — kerék, korong
- 59 — elülső kerék, első k.
- 60 — hátsó k., hátulsó k.; farok k.
- 61 — abroncs
- 62 — belső gumitömlő, keréktömlő, kerékabroncsnál
- 63 — fék
- 64 — tárcsafék
- 65 — úszó (a vízirepülőgép)

Wykaz programów o tematyce lotniczej, znajdujących się w Instytucie Lotnictwa w Warszawie

Niżej publikujemy — otrzymane z Branżowego Ośrodka Informacji Technicznej i Ekonomicznej Instytutu Lotnictwa w Warszawie — zestawienie programów komputerowych, będących w zbiorach Instytutu Lotnictwa.

Jednocześnie pragniemy zachęcić inne ośrodki naukowo-badawcze, uczelnie oraz zakłady produkcyjne, mające programy, o podobnej tematyce — do opublikowania ich zestawień na naszych łamach.

REDAKCJA

1. Program PDP1/77 „Trandes”, IBM 370, język FORTRAN
Breiter J. — Obliczanie opływu i konstrukcje profili transonicznych

2. Program BWZW, NOVA 840, język FORTRAN
Breiter J. — Wzorcowanie wagi 4EWS-114-2N^o=2. Program przetwarza dane otrzymane z cechowania i wyznacza podstawowe współczynniki układu równań rządzących wagą 4EWS-114-2N^o=2 o ramionach niesymetrycznych

3. Program BTEST, NOWA 840, język FORTRAN
Breiter J. — Testowanie równań wagi 4EWS-114-2N^o=2

4. Program BWZRYZ, NOVA 840, język FORTRAN
Breiter J., Żółtak J. — Program wykreślający wyniki przetwarzania danych cechowania wagi 4EWS-114-2N^o=2 użytkowy dla programu BWZW. Wykresy służą do wyznaczania współczynników wagi zależnych od paru składowych

5. Program „WAGA 82”, NOVA 840, język FORTRAN 4DGC

Ślawiński P., Żółtak J. — Przetwarzanie numeryczne wyników badań wagowych prowadzonych w tunelu N-3 z uwzględnieniem poprawek tunelowych. Zakładanie, nadzorowanie i obsługa binarnych zbiorów danych, a także kreślenie charakterystyk aerodynamicznych otrzymanych w wyniku przetwarzania

6. Program VORLAX, UNIVAC 1106, język FORTRAN V
Lockheed, USA — Obliczenia charakterystyk aerodynamicznych brył i płatów nośnych w opływie poddźwiękowym. Numeryczne projektowanie brył i płatów nośnych dla wymaganych układów ciśnień.

7. Program MES-83, UNIVAC 1106, język FORTRAN V, ASSEMBLER

BJ na bazie NASTRAN — Obliczenia inżynierskie w dziedzinach wytrzymałości i stateczności konstrukcji, dynamika konstrukcji, oddziaływania wzajemne płynów i struktur, sprężyste przepływy ciepła, kawitacja. Obliczenia są wykonywane metodą elementów skończonych

8. Program APT 1100, UNIVAC 1106, język FORTRAN V
SPERRY-UNIVAC — System do numerycznej reprezentacji geometrii konstrukcji i automatyzacji programowania obróbki na obrabiarkach numerycznie sterowanych

9. Program MARSYAS, UNIVAC 1106, język FORTRAN V
SPERRY-UNIVAC — Symulacja cyfrowa ciągła zachowania się układów dynamicznych

10. Program ZUCH1, ZUCH2, NOVA 840, język FORTRAN IV
Wasersztrum Z., Żuchowska S. — Obliczenia wytrzymałościowe małej kratownicy przestrzennej. Opis programu w archiwum BG, symbol pracy P-414

11. Program ZUCH3, NOVA 840, język FORTRAN IV
Wasersztrum Z., Żuchowska S. — Obliczenia współczynników obciążeń lub sił masowych dopuszczalnych i niszczących. Opis programu w archiwum BG, symbol pracy P-416

12. Program WAS 45, NOVA 840, język FORTRAN IV

Wasersztrum Z., Bejenka D. — Wstępne obliczenia wytrzymałościowe łopaty śmigła lub wiatraka. Opis programu w przygotowaniu do złożenia w archiwum BG, symbol pracy P-434

13. Program NAVCOM, MERA — 200, język BASIC

Lijowski M., Szymanowska H. — Program symuluje przelot pomiędzy dwoma punktami o zadanych współrzędnych geograficznych. Obliczane są współrzędne pozycji wejściowych, które są wykorzystywane do wyliczenia kursu, prędkości podróży i namiarów na dwie radiostacje VOR i jedną radiostację NDB. Dane te są wykorzystywane do wyliczenia pozycji zliczanej i namierzanej

14. Program DOPP, MERA — 200, język ASSEMBLER 8080/85

Szymanowska H. — Program realizuje funkcje obliczeniowe przelicznika dopplerowskiego. Na podstawie liczby impulsów zliczanych co 0,2 s przez 0,2 s kąta przechylenia i kąta pochylenia samolotu zostaje wyliczony kąt znoszenia oraz składowa horyzontalna prędkości rzeczywistej samolotu

15. Program ARITHM, MERA — 200, język ASSEMBLER 8080/85

ISS Katowice — Arytmetyka zmiennopozycyjna z funkcjami standardowymi i programami konwersji liczb z postaci znakowej na postać zmiennopozycyjną i odwrotnie

16. Program FLSQFY, język FORTRAN

Procedura przeniesienia z biblioteki matematycznej CDC. Metodą najmniejszych kwadratów do danego zbioru punktów dobierany jest wielomian zadanego stopnia

17. Program QVLM, UNIVAC 1106, język FORTRAN

Kubryński K. — Oparty na teorii powierzchni nośnej, Oblicza charakterystyki aerodynamiczne i rozkłady obciążenia na skrzydle o dowolnym obrysie oraz geometrię szkieletowych płata o zadanym rozkładzie obciążenia

18. Program VLM-SEP, UNIVAC 1106, język FORTRAN

Kubryński K. — Oparty na nieliniowej teorii powierzchni nośnej. Oblicza charakterystyki aerodynamiczne, rozkład obciążenia i geometrię śladu wirowego skrzydła lub układu skrzydeł. Umożliwia modelowanie oderwań krawędziowych

19. Program MAP, NOVA — 840, język FORTRAN IV

Małysa W. — A. Obliczanie rozkładów ciśnień dla zadanych kątów natarcia i geometrii profilu metodą odwzorowania konforemnego

B. Wprowadzenie w otrzymanych wynikach poprawek na ścisłość dla zadanych wartości liczb Macha

C. Rysowanie przebiegów uzyskanych charakterystyk aerodynamicznych na plotterze firmy BENSON

20. Program CYPR NOVA-840, język FORTRAN IV DGC

Czyżewski K. — Rysunek kształtu profilu lotniczego dla dowolnej skali (skala obu osi niezależna), z naniesieniem układu współrzędnych w postaci osi lub siatki

21. Program KROL, NOVA — 840, język FORTRAN IV DGC

Czyżewski K. Zakładanie, organizacja i obsługa dyskowych zbiorów binarnych wyników badań

— Wykresy przebiegu Cz, Cx i Cmy w funkcji kąta natarcia

— Wykresy przebiegu Cmy dla różnych kątów zakładowania usterzenia w zależności od kąta natarcia i ustalonego kąta ślizgu i wychylenia klap. Określenie wartości kąta

odchylenia strug za płatem. Wykresy przebiegu kąta odchylenia strug za płatem

— Wykresy charakterystyk poprzecznych i kierunkowych
— Wykresy biegunowej równowagi dla różnych kątów wychylenia klap

22. Program CPROF, NOVA 840, język FORTRAN IV DGC

Czyżewski K. — Aproksymacja kształtu profili lotniczych funkcjami spline. Wyznaczenie ekwidystant powierzchni profilu

23. Program WEBER, NOVA 840, język FORTRAN IV DGC

Antosiewicz M., Czyżewski K. — Aproksymacja profilu funkcjami spline

— Wyznaczanie rozkładu współczynnika ciśnienia powierzchni profilu dla zadanych kątów natarcia i liczb Macha z uwzględnieniem poprawek na ściśliwość metodą: Weber-Laitone'a, Prandtla-Glauerta, Karmana-Tsienia i Wilby'ego

— Wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych profilu

— Wyznaczanie krytycznej liczby Macha

— Wyznaczanie liczby Macha wzrostu oporu profilu

24. Program LAS, NOVA 840, język FORTRAN IV DGC

Czyżewski K., Laskowski A. — Garficzna kontrola wykonanych profili modelu przez narysowanie teoretycznego kształtu profilu, granic dopuszczalnych odchyłek wykonawczych oraz punktów pomierzonych na modelu

25. Program BWYKR, NOVA, język FORTRAN IV

Bartosik W., Balcerzak J., Rogala M. — Wyznaczenie zapasu stateczności, sterowności podłużnej na podstawie pomiarów w locie

26. Program BWYKR, NOVA, język FORTRAN IV

Bartosik W., Rogala M., Balcerzak J. — Wykreślanie funkcji zadanej tabelarycznie lub wielomianem

27. Program BWYKR, NOVA, język FORTRAN IV

Bartosik W., Rogala M., Balcerzak J. — Wyznaczanie zależności pomiędzy parametrami pomierzonymi w locie

28. Program BWYKR, NOVA, język FORTRAN IV

Bartosik W., Rogala M., Balcerzak J. — Wazenie

29. Program ELZAK, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W., Kałaska M. i in. — Program służy do usuwania przypadkowych zakłóceń o dużej amplitudzie (trzasków) z przebiegów dynamicznych zarejestrowanych w formie dyskretnej na dysku magnetycznym

30. Program KPFA, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W. — Program służy do kompensacji opóźnień fazowych filtrów dolnoprzepustowych typu analogowego stosowanych w programie OBRS

31. Program OBRS, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W., Kałaska M. i in. — Program służy do cyfrowego filtrowania sygnałów przebiegów dynamicznych zarejestrowanych na cyfrowych nośnikach magnetycznych

32. Program UTREN, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W. — Program służy do usuwania trendów z dyskretnych zapisów procesów dynamicznych

33. Program FRAGM, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W. — Program służy do sporządzania dowolnie przerzedzonych kopii wybranych fragmentów zbiorów zawierających zdyskretyzowane zapisy przebiegów dynamicznych

34. Program ICRD, HP 1000, język HP ASSEMBLER

Królikowski R., Klik S. — Jest to program absolutny działający przy wyłączonym systemie operacyjnym pozwalający na wydruk informacji dostarczonych emc za pośrednictwem szeregowego interfejsu przez urządzenia zewnętrzne — układy pomiarowe CRD i DYNAMCO

35. Program SPEC, ZZIM, ZZUDR, ZZNPR, FORMA, FORMB, FORMC, FORCD, FABCD, WYPIS, WYMAZ, REDAG, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Pawlak W., Górczyca D. i in. — Programy te służą do automatycznego przetwarzania danych pomiarowych z przebiegów dynamicznych dowolnych procesów fizycznych zapisanych na analogowej taśmie magnetycznej z ukierunkowaniem na procesy dynamiczne silników turbinowych

36. Program SZMΦA, SZMΦB, SZMΦF, SZMΦD, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Jaśkiewicz A. — Zestaw zaprojektowanych podprogramów kreślących wielokanałowo tworzących z wersjami programu głównego konwersacyjny system kreślenia wielokanałowego dla symulatora lotu śmigłowca

37. Program CRDΦΦ, ACRD, HP 1000, język HP ASSEMBLER

Klik S., Korsak T., Królikowski R. — Są to programy, za pomocą których przyłączono do systemu pomiarowego HP 1000/9611R układ pomiarowy CRD

38. Program CZUJN, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Jaśkiewicz A., Królikowski R. — Programy tworzenia bazy danych czujników pomiarowych wchodzącej w skład Systemu Pomiarów Statycznych

39. Program ACHS, ICHS, CHARS, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Górczyca D., Królikowski R. — Pakiet programów realizuje wykreślanie charakterystyk statycznych silników turbiniowych na podstawie zmierzonych wartości parametrów pracy silnika odpowiadających określonym prędkościom obrotowym

40. Program DVP62, KNWRS, TRMIT, HP 1000, język RTE FORTRAN IX, HP ASSEMBLER

Korsak T., Klik S. i in. — Pakiet zawiera pierwszą realizację systemu oprogramowania obróbki danych pomiarowych z taśm magnetycznych na maszynę HP 1000/9611R. Wykonywane przez system funkcje próbkowania sygnału analogowego z 5 kanałów ustaloną przez użytkownika prędkością zapisu danych próbkowania na pamięci masowej oraz odczyt i rejestracja danych na oscyloskopie pamięciowym, rejestratorze x-y i drukarce

41. Program DVP63, KNWR3, HP 1000, język RTE FORTRAN IV, HP ASSEMBLER

Korsak T., Klik S. — System realizuje funkcję próbkowania sygnału analogowego z 16 kanałów z ustaloną przez użytkownika prędkością z ciągłym zapisem zdyskretyzowanego sygnału na pamięci masowej (cyfrowy zapis na taśmie magnetofonowej), odczyt cyfrowego sygnału, rejestracja na oscyloskopie pamięciowym, rejestratorze x-y, drukarce. System umożliwia przegranie sygnału w postaci cyfrowej z taśmy magnetofonowej na pamięć dyskową

42. Program FFT, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Klik S., Królikowski R. — Program zawiera pierwszą realizację programu analizatora fourierowskiego dla 4096 próbek (2048, 1024, 512, 2361) zanotowanych na magnetycznej pamięci taśmowej systemu KNWR3. Współpracuje on interaktywnie z użytkownikiem. Wykorzystuje oscyloskop pamięciowy, rejestrator x-y oraz drukarkę mozaikową

43. Program DVP 64, HP 1000, język HP ASSEMBLER

Korsak T. — Program DVP 63 steruje pracą subsystemu analogowego 2313B przy badaniach symulacyjnych wykonywanych techniką cyfrową. Zapewnia wprowadzenie i wyrowadzenie wielkości analogowych, których wartości cyfrowe są umieszczone w bloku SYSTEM COMMON

44. Program — procedury redukcyjne, HP 1000, język RTE FORTRAN IV

Czerkas M., Pawlak W. — Praca zawiera opis procedur do redukcji warunków atmosfery wzorcowej pomiarowych parametrów silników turbinowych śmigłowcowych i odrzutowych w systemie HP 1000

45. Program OKNO, HP 1000, język RTE FORTRAN IV, ASSEMBLER

Klik S., Pawlak W. — Praca zawiera opis programu wykorzystującego oscyloskop pamięciowy TEKTRONIX jako pseudograficzny monitor dla prac związanych z cyfrowym filtrowaniem sygnałów zniekształconych wskutek zakłóceń zapisanych na pamięci dyskowej HP 7905

EO/696/87

Hipoteza maksymalnych naprężeń na krawędzi karbu w postaci otworu kołowego

Mgr inż. MAREK DĘBSKI

W trakcie dokonywania obliczeniowych analiz zmęczeniowych mających na celu ocenę trwałości zmęczeniowej konstrukcji, korzysta się często z charakterystyk zmęczeniowych — krzywych Wöhlera otrzymanych z prób zmęczeniowych prowadzonych przy jednoosiowym stanie naprężeń (rys. 1). W rzeczywistych konstrukcjach cienkościennych mamy jednak do czynienia z płaskim stanem naprężeń. Istnieje więc konieczność sprowadzenia go do równoważnego pod względem wytrzymałości zmęczeniowej jednoosiowego stanu naprężeń. Stosowanymi często w tym celu zależnościami redukującymi złożony stan naprężeń do jednoosiowego stanu naprężeń są:

— wg hipotezy τ_{\max} :

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$$

— wg hipotezy Hubera:

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}$$

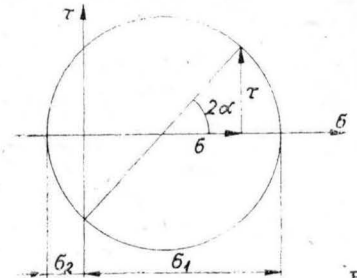
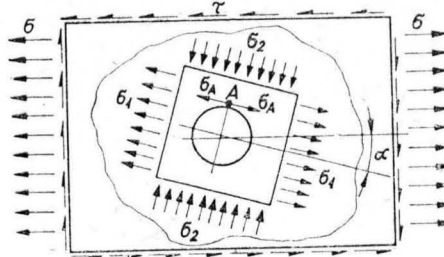
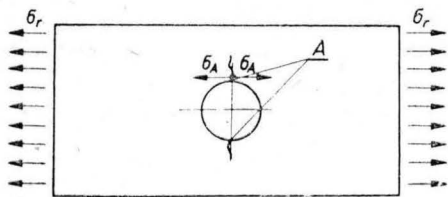
Hipotezy te traktują materiał jako strukturę jednorodną. W rzeczywistości jednak poszycia cienkościenne skrzydeł, kadłuba czy usterzeń samolotu wykonywane jako nitowane cienkościenne konstrukcje mają „naturalne” karby w

a następnie, po podstawieniu do zależności (4), otrzymamy ostatecznie zależność na wyznaczenie naprężenia równoważnego:

$$\sigma_r = \frac{1}{3}\sigma + \frac{2}{3}\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \quad (6)$$

Naprężenie to można określić również jako naprężenie zredukowane, gdyż redukuje złożony stan naprężeń σ, τ do jednoosiowego stanu naprężeń σ_r .

Z graficznego porównania omawianych hipotez przedstawionych na rys. 4 wynika, że hipoteza maksymalnych naprężeń na brzegu karbu w postaci otworu kołowego daje najniższe wartości naprężeń równoważnych — zredukowanych σ_r . Potrzeba redukcji złożonych stanów obciążeń czy naprężeń zachodzi wówczas, gdy jest konieczne przeniesienie wyników prób zmęczeniowych próbek lub elementarnych modeli odwzorowujących w lepszy lub gorszy sposób bardziej złożone rejonu konstrukcji rzeczywistej na obliczeniowe oceny zmęczeniowe rzeczywistej konstrukcji pracującej w złożonych stanach obciążeń. Jest to również istotne, gdy zachodzi potrzeba doboru obciążeń do próby zmęczeniowej małych fragmentów rzeczy-



Rys. 1
Rys. 2

Rys. 3

postaci otworów nitowych. W punktach leżących na krawędzi tych otworów, w których naprężenia rozciągające (pomijając naprężenia własne) osiągają maksymalne wartości, należy oczekiwać inicjacji pęknięcia zmęczeniowego (rys. 1). W płaskim stanie naprężeń, zgodnie z teorią sprężystości, położenie punktów A maksymalnych naprężeń rozciągających σ_A będzie takie, jak pokazano na rys. 2.

Naprężenie σ_A będzie opisane następującą zależnością:

$$\sigma_A = 3\sigma_1 + \sigma_2 \quad (1)$$

Z koła naprężeń Mohra (rys. 3) mamy:

$$\sigma_1 = \frac{\sigma}{2} + \frac{1}{2}\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \quad (2)$$

i

$$\sigma_2 = -\frac{\sigma}{2} + \frac{1}{2}\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \quad (3)$$

a ostatecznie po podstawieniu do zależności (1) otrzymamy:

$$\sigma_A = \sigma + 2\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \quad (4)$$

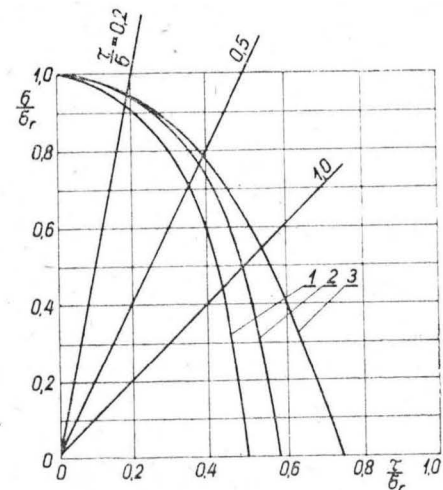
Jeśli przyjąć założenie, że miarą trwałości zmęczeniowej będzie liczba cykli obciążenia (σ, τ) do momentu inicjacji pęknięcia zmęczeniowego w punkcie A (rys. 2) oraz że miara ta będzie równa dla jednoosiowego (rys. 1) stanu naprężeń powodującego takie same wartości maksymalnych naprężeń rozciągających σ_A w punkcie A otworu, to możemy to naprężenie uznać za równoważne z punktu widzenia trwałości zmęczeniowej złożonemu stanowi naprężeń σ, τ (rys. 2).

Dla jednoosiowego stanu naprężeń (rys. 1):

$$\sigma_A = 3\sigma_r \quad (5)$$

wistej konstrukcji lub próbek modelujących pracę tej konstrukcji.

Opierając się na powyższej zasadzie można (traktując materiał jako niejednorodny — mający mniej lub bardziej złożone wewnętrzne karby w postaci pustek, wtrąceń lub innych nieciągłości) formułować bardziej złożone zależności redukcyjne pomocne w prowadzeniu obliczeniowych analiz zmęczeniowych realnych konstrukcji.



Rys. 4. Krzywa 1 wg hipotezy τ_{\max} : $\sigma_r = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$; krzywa 2 — wg hipotezy Hubera: $\sigma_r = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}$; krzywa 3 wg hipotezy (6)

$$\sigma_r = \frac{\sigma}{3} + \frac{2}{3}\sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}$$

Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (II)

PIOTR BUTOWSKI

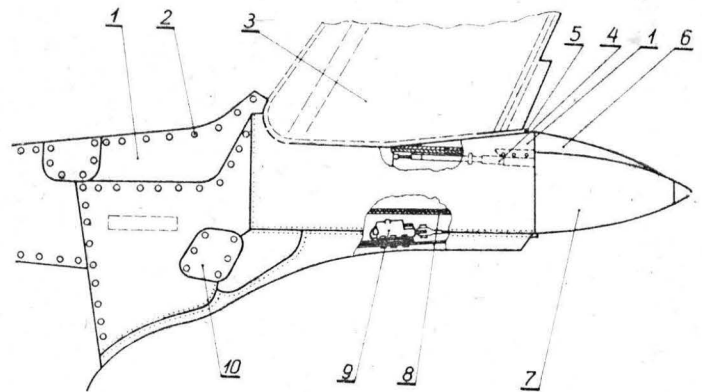
Lim-6

Bezpośrednio po zakończeniu produkcji samolotu Lim-5M w maju 1961 r. przed wykonaniem pełnych prób prototypu CM 16-01, zbudowano serię 40 egz. samolotu CM-II oznaczonych Lim-6 (oznaczenie fabryczne 1J). Silnik Lis-5M przemianowano na Lis-6. Kontynuując numerację serii samolotów Lim-5M, seryjne Lim-6 nosiły numery od 1J 04-01 do 1J 04-40. Oprócz nowego umieszczenia spadochronu hamującego, nowych klap i przeznaczonych do nich silnika, w samolocie Lim-6 wprowadzono liczne drobniejsze zmiany w stosunku do Lim-5M. Dwa wewnętrzne grzebienie na każdym skrzydle zostały zmienione w związku z zabudowaniem do nich zamków ryglujących kłapy w położeniu neutralnym. Konieczność intensywniejszego chłodzenia silnika spowodowała, że wydłużono pierścień wlotu i ścięto krawędź chwytu powietrza (zmiana ta dała także niewielki przyrost prędkości w locie na małej wysokości). Dodatkowe chłodzenie uzyskano przez założenie na dwóch górnych wziernikach przegładu silnika w tylnej części kadłuba uchylnych zasłonek otwierających się podczas pracy silnika.

Samoloty Lim-6 nigdy jednak w takiej postaci nie trafiły do jednostek wojskowych. Wiele czasu poświęcono wyeliminowaniu przypadków pomażu silnika Lis-6 występujących na prototypie CM 16-01 (pierwszy miał miejsce 7 stycznia 1961 r. w locie na wysokości 7000 m przy prędkości przyrządowej 350÷400 km/h). Początkowo przypuszczenia odnośnie do przyczyn pomażu dotyczyły chwytu powietrza — powrócono do poprzedniego kształtu, jednakże nie uzyskano poprawy. Następnie eksperymentowano z kłapkami dodatkowego chwytu powietrza. W miejsce użytych początkowo wzierników z uchylnymi kłapkami zastosowano wzierniki z kieszeniami wlotowymi, następnie zdjęto i kieszenie i kłapki pozostawiając otwarte wzierniki — wszystko bez skutku. Dalsze próby wykazały, że źródło pomażu tkwi w kolektorach nadmuchu powietrza do kłap, a ściślej w wylotach prowadzących z nich do instalacji nadmuchu

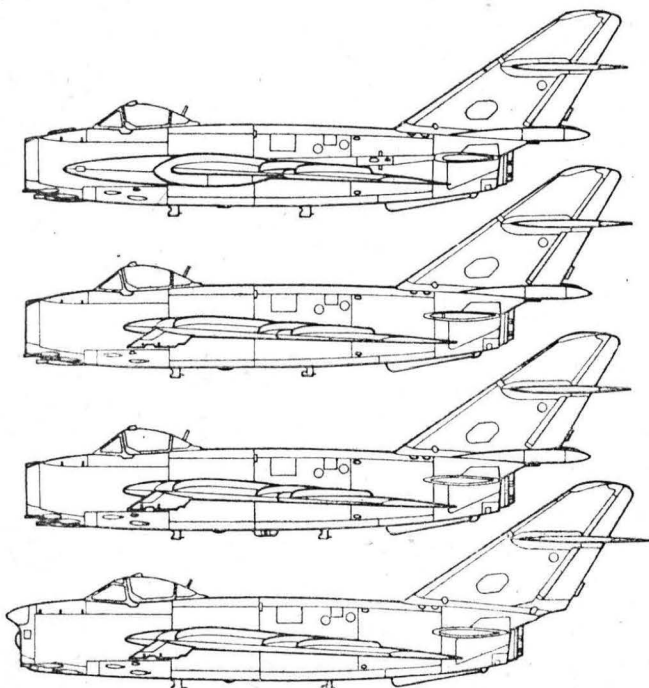
klap. Dopiero po opracowaniu przez WSK-Rzeszów specjalnych jednokierunkowych zaworków do kolektorów usunięto pomaż silnika Lis-6. W dniach 6 i 8 lipca 1961 r. wykonano 5 lotów kontrolnych samolotu CM 16-01 w różnych warunkach nie stwierdzając więcej występowania pomażu.

Kolejnym problemem dotyczącym silników Lis-6 były duże temperatury gazów za turbiną powstające podczas ich pracy. Od 23 do 27 grudnia 1961 r. prowadzono badania silnika Lis-6 na samolocie CM 16-01 z chwytem powietrza jak w samolocie Lim-5 oraz ze zdemontowanymi kłapkami do-

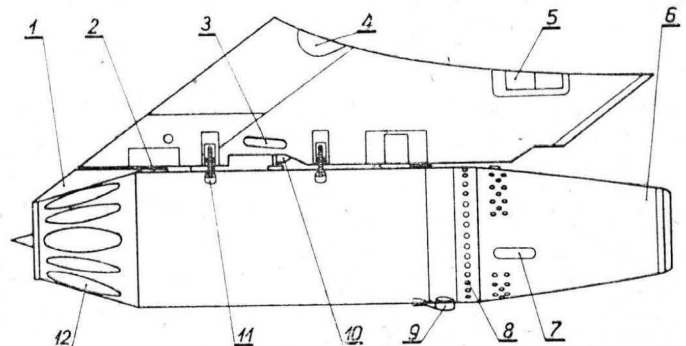


Rys. 2. Umieszczenie spadochronu hamującego SH-19 na samolocie Lim-6bis: 1 — owiewka statecznik-kadłub, 2 — wkret, 3 — ster kierunku, 4 — mechanizm odryglowujący i odrzucający kołpak, 5 — dźwignia ryglująca zasobnik spadochronu, 6 — kołpak, 7 — otwierana pokrywa tylna owiewki zasobnika spadochronu, 8 — ścianka zasobnika spadochronu, 9 — zamek wyciągający linę spadochronu, 10 — wziernik

datkowego chwytu powietrza. Zarejestrowano maksymalną temperaturę 718°C przy włączeniu dopalacza i nadmuchu (temperatura normalna dla silnika Lis-5 z włączonym dopalaczem wynosi 670°C). Próby te kontynuowano w styczniu 1962 r. na samolocie CM 16-01, a następnie do prób włączono też dwa seryjne egzemplarze Lim-6 (1J 04-02 i 1J 04-03). Dla porównania mierzono temperatury na dwóch samolotach Lim-5, zamieniano silniki na samolotach itp., jednak nie uzyskano ostatecznych wniosków. Badania te przerwano wobec rozpoczęcia 18 stycznia 1962 r. prób fabrycznych samolotu Lim-6 (głównie prototypu CM 16-01, część prób prowadzono na seryjnym samolocie 1J 04-04). Próby Lim-6 przerwano 29 marca 1962 r. wobec ich negatywnych wyników. Stwierdzono, że wpływ nadmuchu na długość roz-



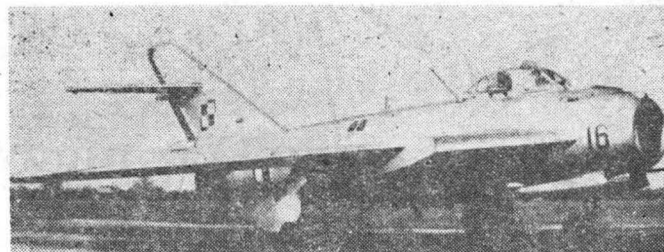
Rys. 1. Podstawowe wersje seryjne polskich modyfikacji samolotu MiG-17. Od góry: Lim-6, Lim-6bis, Lim-6R, Lim-6M



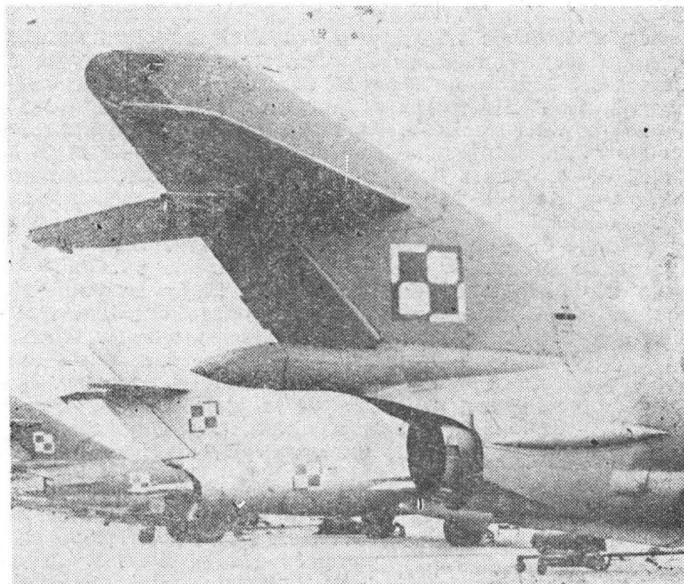
Rys. 3. Wyrzutnia Mars-2 wraz z belką nośną: 1 — owiewka przednia, 2 — złącze elektryczne, 3 — wziernik, 4 — wspornik przedni, 5 — wspornik tylny, 6 — opływ tylny, 7 — uchwyt, 8 — otwory chłodzące, 9 — złącze kontrolne, 10 — zamek D4-50, 11 — śruba ustalająca wyrzutnię, 12 — wylot lufy wyrzutni

TABLICA 1. Wyniki prób samolotu IC 19-04 z makietami podwieszonych (19 czerwiec — 6 sierpnia 1962 r.)

Wariant samolotu	Osiągnięta prędkość	Uwagi
1. Podwozie zdwojone, założone belki wewnętrzne, grzebień na dolnej powierzchni skrzydła	1053 km/h	start i lądowanie bez zmian w stosunku do Lim-5, nieco wolniej nabiera prędkości, sterowność prawidłowa
2. Jak wariant pierwszy, ale zdjęty grzebień z dolnej powierzchni skrzydła	1065 km/h	jak w wariantcie pierwszym, układ nieco korzystniejszy aerodynamicznie
3. Podwozie zdwojone, na belkach wewnętrznych podwieszono makietę wyrzutni Mars-2	1080 km/h	wersja z pojedynczym podwoziem znacznie korzystniejsza aerodynamicznie. Właściwości pilotażowe nie odbiegają od Lim-5
3a. Jak wariant 3, ale zdjęte podwójne koła i owiewki	1089 km/h	
4. Zdwojone podwozie, na belkach wewnętrznych podwieszono fotopojemniki, na zewnętrznych — zbiorniki paliwa. Pod kadłubem mały fotopojemnik. Masa startowa samolotu 6500 kg	981 km/h	start i lądowanie podobnie jak w Lim-5, stateczność i sterowność — gorsze
5. Koła pojedyncze, na belkach wewnętrznych fotopojemniki, pod kadłubem mały fotopojemnik	—	przy prędkości przyrządowej 1000 km/h oderwał się fotopojemnik podkadłubowy, przy prędkości 1030 km/h oderwał się duży lewy fotopojemnik wraz z belką
6. Koła pojedyncze, fotopojemnik na jednej belce wewnętrznej (długa zdemontowana). Mały fotopojemnik pod kadłubem	—	Asymetria podwieszonych powoduje zakłócenia równowagi poprzecznej przy prędkości przyrządowej 850 km/h. Ze względu na brak możliwości przeciwdziałania nie nadaje się do eksploatacji



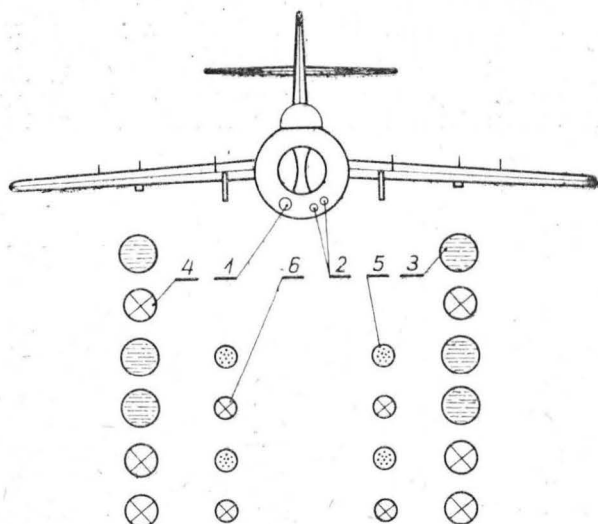
Rys. 5. Samolot CM 16-01 jako prototyp Lim-6. Po drugiej stronie przodu kadłuba znajduje się numer 01. Widoczne wycięte otwory we wziernikach przeglądu silnika oraz spadochron hamujący w nasadzie statecznika pionowego



Rys. 6. Owiewka pojemnika ze spadochronem hamującym na samolocie Lim-6bis (1J 04-14). Fot. P. Butowski

biegu jest tak mały, że nieopłacalny, zaś rosną znacznie trudności eksploatacyjne. Opinie pilotów doświadczalnych J. Meneta i Z. Słonowskiego mówiły, że „brak zapasu stateczności i niewystarczająca skuteczność steru wysokości daje w wyniku układ niebezpieczny eksploatacyjnie, szczególnie przy tylnym położeniu środka ciężkości”, a „technika pilotowania zmienia się bardzo silnie przy zmianie konfiguracji”. Ostateczna konkluzja brzmiała, że „w obecnej wersji samolot nie nadaje się do eksploatacji”. Oceniono przy tym, że „zasadniczą wartością modyfikacji może być podwozie o kołach zdwojonych”.

Podobne opinie wyrażali piloci z jednostek wojskowych użytkujących samoloty Lim-5M. Znaczny wzrost masy samolotu Lim-5M, a także dodatkowe opory wywołane przez grubsze skrzydło doprowadziły do obniżenia się osiągnięć samolotu w stosunku do Lim-5. Z tych samych przyczyn wzro-



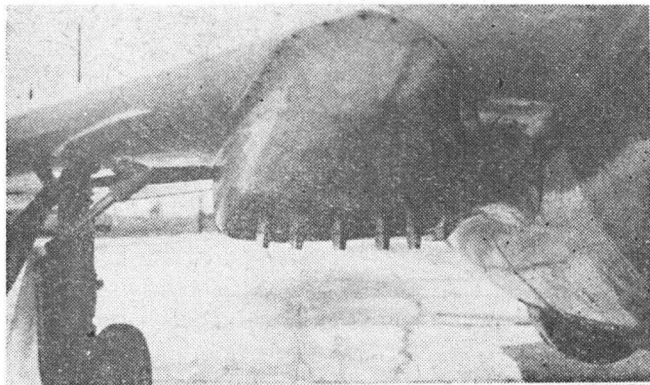
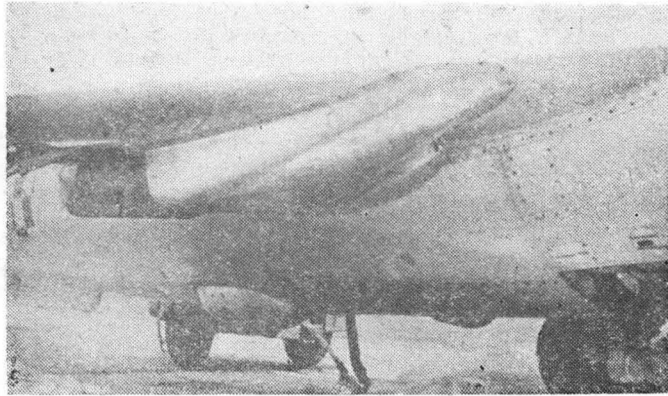
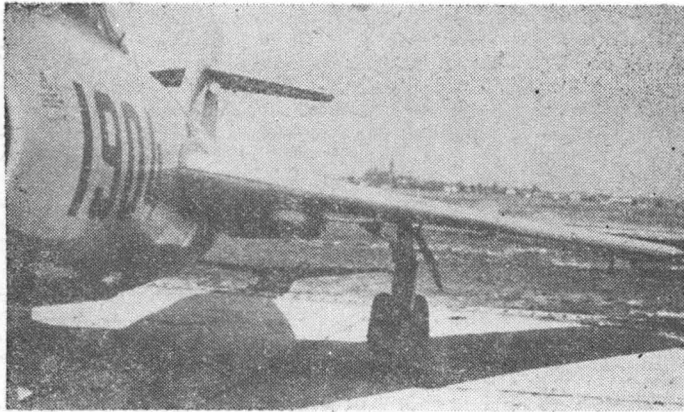
Rys. 4. Podstawowe warianty uzbrojenia samolotu Lim-6bis: 1 — działko N-37D z zapasem 40 naboń, 2 — dwa działka NR-23 z zapasem po 80 naboń, 3 — zbiornik paliwa o pojemności 400 dm³, 4 — bomba o masie 50...250 kg, 5 — wyrzutnia Mars-2 z 16 npr S-5 kal. 57 mm, 6 — bomba lub kaseta bombowa o masie 50...140 kg

TABLICA 2. Wyniki prób samolotu IC 19-04 ze zdwojonym podwoziem i owiewkami (6 kwietnia — 23 maja 1962 r.)

Typ owiewki	Osiągnięta prędkość	Uwagi
Wersja gładka	1140 km/h	—
Koła zdwojone bez owiewki	1048 km/h	drgania przy rozpędzaniu odczuwalne na podłodze
Owiewka z przodu	1070 km/h	od $V_p = 950$ km/h drgania drążka sterowego
Owiewka z tyłu	—	podwozie nie zamknęło się z powodu nadmuchu powietrza
Owiewki z przodu i z tyłu	1050 km/h	odezuwalne drgania kadłuba oraz wahania samolotu wokół trzech osi
Owiewka kropolowa pełna	1080 km/h	od $V = 700$ km/h odczuwalne drgania podłogi
Owiewka kropolowa bez części tylnej	1082 km/h	od $V = 700$ km/h odczuwalne drgania podłogi
Owiewka typu „P” (od krawędzi natarcia skrzydła)	1070 km/h	od $V = 500$ km/h drgania całego płatowca
Owiewka typu „P” z turbulizatorem i grzebieniem z tyłu	1011 km/h	od $V = 620$ km/h drgania całego płatowca
Owiewka typu „P” z grzebieniem z tyłu	1047 km/h	od $V_p = 800$ km/h drgania i wahania całego samolotu
Owiewka typu „P” z grzebieniem z tyłu i grzebieniem pod skrzydłem	1070 km/h	loty zapoznawcze

sło zużycie paliwa w locie i cel główny całego przedsięwzięcia — istotne zwiększenie zasięgu — nie został osiągnięty. Kłopotliwe były znaczne przesunięcia środka masy samolotu podczas zużywania paliwa z owiewkozbiorników.

Zarówno próby fabryczne Lim-6, jak i wnioski z eksploatacji Lim-5M wskazywały, że najwięcej problemów przysparzają owiewkozbiorniki. Dlatego zaraz po przerwaniu prób Lim-6, dnia 6 kwietnia 1962 r. rozpoczęto próby w locie kolejnego egzemplarza przeznaczonych do prowadzenia eksperymentów. Był to Lim-5R (numer fabryczny IC 19-04).



Rys. 7, 8, 9. Różne typy owiewek na zdwojone podwozie testowanych na samolocie IC 19-04 w 1962 r.: rys. 12 — owiewka kropłowa, rys. 13 — owiewka typu „P”, rys. 14 — owiewka typu „P” z turbulizatorem

Dwa dni później wszedł do prób prototyp CM 16-01, już ze zdemontowanymi owiewkozbiornikami. Celem prób było określenie właściwości lotnych samolotów ze zdwojonym podwoziem i różnymi typami owiewek oraz określenie ich prędkości maksymalnej w porównaniu z „czystym” Lim-5.

TABLICA 3. Dane techniczne samolotu Lim-6

	Lim-5	Lim-6 bis
Rozpiętość, m	9,628	9,628
Długość, m	11,36	11,36
Wysokość, m	3,80	3,80
Powierzchnia nośna, m ²	22,60	22,60
Masa własna, kg	4520	4271
Pilot, kg	100	100
Paliwo w zbiorniku wewn., kg	1562	1140
Olej, kg	6	6
Amunicja, kg	275*)	123
Masa całk. norm., kg	6300	5615
Rakiety startowe, kg	260	—
Dodatkowe zbiorniki z paliwem, kg	—	721
Masa całk. maks., kg	6300—6560**)	6336
Pojemn. zbiornika wewn., l	...	1415
Prędkość z dopal.		
— na wys. 3 km, km/h	1102	1150
— na wys. 10 km, km/h	938	...
Pułap bez dopal., m	13 050	...
Pułap z dopal., m	15 000	16 470

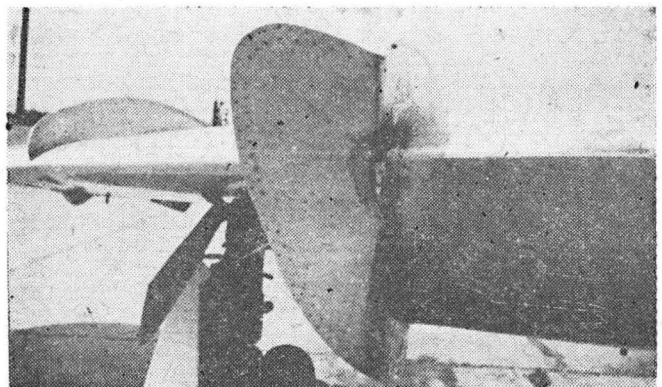
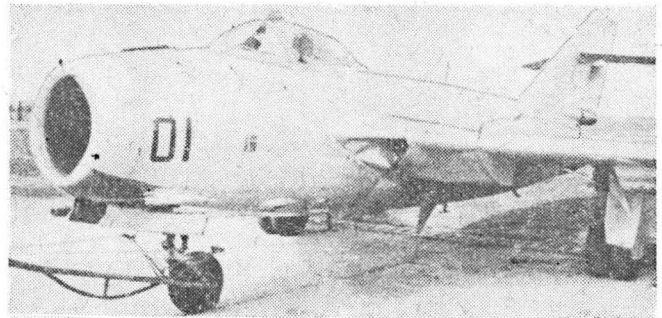
Uwaga: *) wyrzutnie Mars-2, **) z raketami startowymi

Źródła: Samolot myśliwski szturmowy Lim-6, Wyd. 2, Mielec 1961

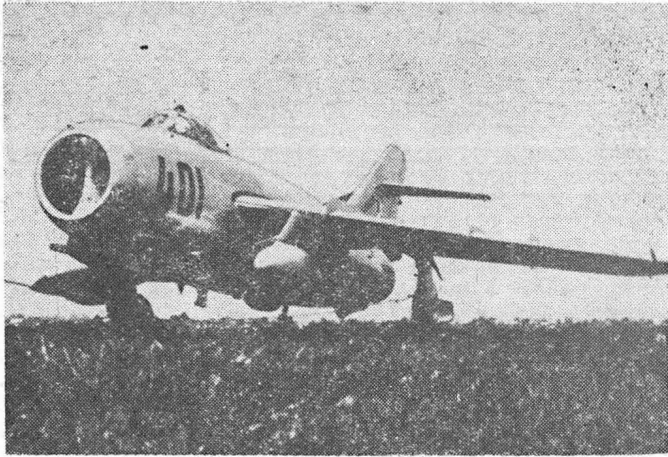
Konstrukctorem prowadzącym te prace był inż. S. Kuś, zaś pilotem doświadczalnym inż. Z. Słonowski (loty zapoznawcze wykonało na samolotach IC 19-04 i CM 16-01 również kilku innych pilotów). Na samolocie IC 10-04 w trakcie 23 lotów pomiarowych i 10 lotów zapoznawczych przetestowano 10 typów owiewek. Na samolocie CM 16-01 wykonano 10 lotów pomiarowych i 7 zapoznawczych testując dwa typy owiewek. Próby wykazały występowanie drgań i wahań samolotu oraz pogorszenie osiągnięć w stosunku do wersji gładkiej (czego zresztą należało oczekiwać). We wnioskach z prób stwierdzono, że „podjęcie decyzji o dopuszczeniu samolotu do eksploatacji z takim typem owiewki na zdwojonych kołach wymagałoby szerszego zakresu prób celem określenia wielkości tych drgań i wahań, ich wpływu na konstrukcję oraz na własności lotne, szczególnie przy celowaniu”. Uznano też, że „brak jest dotychczas opinii o przydatności zastosowania podwójnych kół”.

W rozpoczętym tymi próbami nowym etapie poszukiwań udanej postaci polskiego samolotu myśliwsko-szturmowego przyjęto w stosunku do Lim-6 następujące założenia: zrezygnowano z owiewkozbiorników i klap szczelinowych z nadmuchem, zachowano zaś zdwojone podwozie, spadochron hamujący i rakiety startowe. Problem zwiększenia siły uderzeniowej samolotu (iloczyn udźwigu uzbrojenia i zasięgu) postanowiono rozwiązać całkowicie odmiennie. Zamiast — jak poprzednio — dobudowywać na skrzydło nowy zbiornik paliwa, zamocowano tam nowy wysięgnik na uzbrojenie (nie był to zresztą pomysł nowy, już na Lim-5M myślnano o montowaniu dwóch wysięgników na uzbrojenie pod każdym skrzydłem).

19 czerwca 1962 r. rozpoczęto kolejne próby samolotu IC 19-04 — dotyczyły one różnych wariantów uzbrojenia. Próby zakończono 6 sierpnia 1962 r. po wykonaniu 63 lotów pomiarowych. Kierował próbami inż. T. Stępczyk, konstrukctorem prowadzącym był inż. S. Kuś, a pilotem doświadczalnym inż. Z. Słonowski. Celem prób było uzyskanie wstępnych informacji o wpływie różnego rodzaju podwieszeń na aerodynamikę samolotu, bez pełnego odwzorowania masowego (używano makiet uzbrojenia). Przebadano 6 głównych wersji uzbrojenia szturmowego i rozpoznawczego. Szczegółowe wyniki prób znajdują się w tabl. 1. Stwierdzono dobre właściwości wersji szturmowej z pojedynczym podwoziem i dwiema wyrzutniami Mars-2 na wewnętrznych punktach podwieszenia. Odnośnie do wersji rozpoznawczych z dużymi fotopojemnikami podwieszonymi pod skrzydłami nie wyciągnięto ostatecznych wniosków. Znaczny spadek prędkości maksymalnej tych wariantów (poz. 4 i 5 w tabl. 1) wywołany był tym, że kształt fotopojemników dobrano w celu uzyskania maksymalnego zasięgu samolotu, a więc dopasowano do prędkości ok. 400÷500 km/h. Ta sama przyczyna wywołała problemy z wytrzymałością fotopojemnika przy próbie osiągnięcia prędkości maksymalnej. Brak kryteriów



Rys. 10, 11. Samolot CM 16-01 po lotach doświadczalnych. Widoczne uszkodzenia owiewek; rys. 10 — owiewka bez grzebienia, rys. 11 — owiewka z grzebieniem



Rys. 12. Samolot CMR (Lim-6R, egzemplarz 1J 04-01) podczas prób w 1964 r. Widoczne zdemontowane zewnętrzne koła podwozia oraz duży fotopojemnik na wysięgniku pod skrzydłem

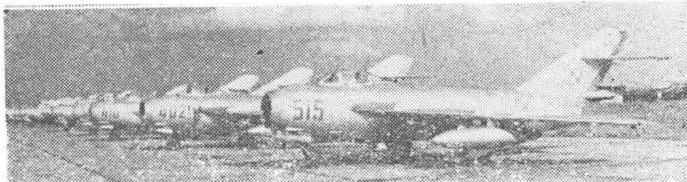
dla samolotów tej klasy nie pozwolił bez dalszych analiz orzec, czy taki spadek osiągnięć jest dopuszczalny, czy też nie.

Niejako przy okazji przebadano umieszczenie podkadłubowego fotopojemnika z aparatem fotograficznym AFA-39. Gdy był on umieszczony z lewej strony kadłuba, bywał uszkodzony przez wylatujące łuski z dwóch działek NR-23. Po przeniesieniu go na prawo i opancerzeniu blachą części przedniej zdarzały się co najwyżej lekkie porysowania przez ogniwa taśmy naboju. Wśród wniosków końcowych z prób samolotu 1C 19-04 znalazło się też stwierdzenie, że „zastosowanie na samolocie zdwojonego podwozia narusza w sposób istotny jego aerodynamikę, czego objawem są drgania i wahania przy dużych prędkościach”.

Próby samolotu 1C 19-04 z różnymi wariantami podwieszeń bezpośrednio poprzedziły opracowanie samolotu Lim-6bis (początkowo w dokumentach fabrycznych używano pisowni Lim-6 „bis”). W drugiej połowie 1962 r. powstał samolot Lim-6bis mający zdwojone podwozie wciągane do duralowych owiewek pod skrzydłami, spadochron hamujący SH-19 w nasadzie statecznika pionowego, nowe rakiety startowe SR 1055-00 o ciągu po 1177 daN (1200 kG) oraz dwa dodatkowe wysięgniki na uzbrojenie (wyrzutnie Mars-2 lub bomby) umieszczone w odległości 1,147 m od osi samolotu. Wariantem Lim-6bis był Lim-6R różniący się od niego dodatkowym fotopojemnikiem z aparatem AFA-39 pod spadem kadłuba (jak w samolocie Lim-5R) oraz podwieszeniami. Zamiast wyrzutni Mars-2 na Lim-6R podwieszono fotopojemniki CMR-9320-00, a na belkach wewnętrznych — bomby błyskowe. Ze względu na dodatkową aparaturę fotograficzną wymontowano z Lim-6R radiodalmierz SRD-1M. Samolot Lim-6R nosił też kryptonim CMR. Samoloty Lim-6 i Lim-6R (wzór 1962 r.) mogły być użytkowane z podwoziem zdwojonym lub pojedynczym (po zdemontowaniu koła zewnętrznego).

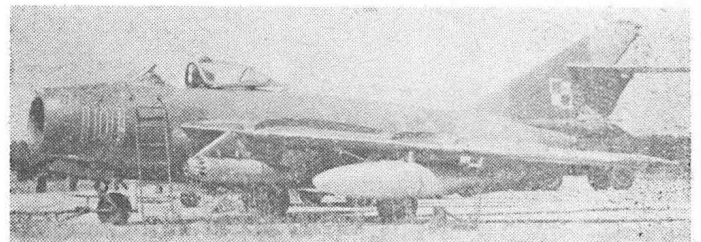
W celu uzyskania na samolocie Lim-6 parametrów samolotu Lim-6bis (w wersji ze zdwojonym podwoziem) opracowano początkowo instrukcję przewidującą odpowiednią modyfikację instalacji paliwowej (np. odcięcie od niej owiewkozbiorników, zmniejszenie ilości paliwa w tylnym zbiorniku wewnątrzkadłubowym), nieladowanie spadochronu hamującego i amunicji itp. Było to rozwiązanie tymczasowe, bowiem pierwotny wariant Lim-6bis (ze zdwojonym podwoziem) nie utrzymał się długo, a i samoloty Lim-6bis zaczęły wkrótce potem przebudowywać na wzór Lim-6bis.

W końcu 1962 r. ostatecznie zrezygnowano ze zdwojonego podwozia i przygotowano do prób egzemplarz CM 10-30 będący prototypem samolotu Lim-6bis. 7 listopada 1962 r. zatwierdzono do realizacji program prób fabrycznych samolotu Lim-6bis. Początkowo znajdował się w nim punkt: „Próby prototypu Lim-6bis z raketami startowymi”, ale nie był on realizowany — głównie dlatego, że wzrost masy

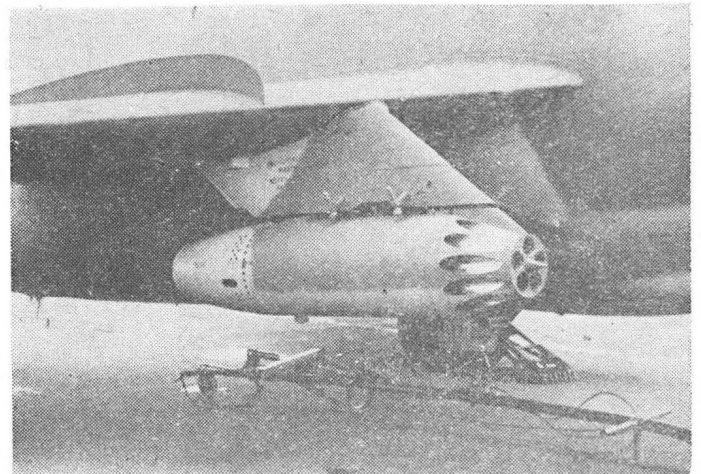


Rys. 13. Samoloty Lim-6bis, jeszcze bez dodatkowych wysięgników na uzbrojenie. Fot. WAF-1966 r.

ostatecznego wariantu Lim-6bis w stosunku do Lim-5 był niewielki. Próby samolotu CM 10-30 będącego prototypem samolotu Lim-6bis z podwoziem pojedynczym rozpoczęły się 5 grudnia 1962 r. i trwały do 16 kwietnia 1963 r. Celem prób było określenie zachowania się samolotu Lim-6bis w locie z różnymi typami podwieszeń. Dokładne określenie parametrów było niemożliwe, gdy egzemplarz CM 10-30, wyprodukowany w 1957 r., był wielokrotnie przebudowywany i nie odzwierciedlał dokładnie pod względem masy samolotów Lim-6bis produkowanych seryjnie. Szczególnie starannie przebadano wersje skrajne: najlżejszą 1S-0-00 (bez podwieszeń) oraz najcięższe 1S-4-22 (4 wyrzutnie Mars-2) i 1S-2-42 (2 wyrzutnie Mars-2 i dwa dodatkowe zbiorniki paliwa po 400 dm³). Symbol 1S oznacza samolot Lim-6bis z pojedynczym podwoziem, w wersji szturmowej (z podwoziem zdwojonym — 2, rozpoznawczy — R), kolejne cyfry oznaczają rodzaj podwieszeń. We wnioskach z prób stwierdzono, że „niezależnie od podwieszeń nie występują na samolocie zjawiska, które stwarzałyby trudności w pilotowaniu samolotu lub zagrażałyby bezpieczeństwu wykonywanych lotów”. Po szczegółowym omówieniu właściwości samolotu uznano, że „podlegający próbom samolot Lim-6bis



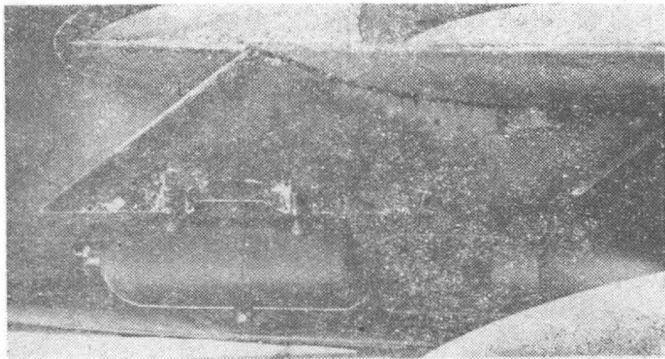
Rys. 14. Samolot Lim-6bis (1F 01-01). Upřednio był to pierwszy egzemplarz Lim-5M. Fot. P. Butowski, 1986 r.



Rys. 15. Wyrzutnia Mars-2 pod skrzydłem samolotu Lim-6M (1D 04-18). Fot. P. Butowski

w wersji myśliwsko-szturmowej nadaje się do eksploatacji przez pilotów wyszkolonych na samolotach odrzutowych po zapoznaniu się z jego własnościami i przeszkoleniu w pilotażu na tym samolocie”. Zasadnicze różnice w pilotowaniu Lim-6bis w porównaniu z Lim-5 polegały na nieco odmiennej technice startu i lądowania (podniesienie lub, odpowiednio, opuszczenie przedniego koła następuje przy większej prędkości), nieznacznym pogorszeniu sterowności w wariantach z podwieszeniami zewnętrznymi oraz przesunięciu do przodu środka ciężkości.

Na początku 1963 r. zaczęto produkcję seryjną samolotu Lim-6bis. Najpierw przebudowano zgodnie z tym wzorcem samoloty Lim-6 (seria czwarta). Pierwszy z nich, 1J 04-07, opuścił WSK-Mielec 23 marca 1963 r. (egzemplarz 1J 04-01 — dwa tygodnie później). Samoloty serii czwartej różniły się od zbudowanych później samolotów Lim-6bis serii piątej i szóstej głównie z tego powodu, że powstały one przez przebudowę samolotów Lim-6. Z samolotów Lim-6 pozostała jeszcze m.in. wewnętrzna instalacja rakiet startowych, ale zdemontowano węzły ich zawieszenia. Na wzór Lim-6bis przebudowano także samoloty Lim-5M (1F). Produkcję Lim-6bis zakończono po zbudowaniu 70 egz. serii 5 i 6 — ostatni był 1J 06-40, który opuścił WSK-Mielec 25 lutego 1964 r. (później przekazano do jednostek wojskowych jeszcze dwa egzemplarze Lim-6bis: 15 czerwca 1965 r. samolot 1J 16-01, będący wcześniej eksperymentalnym CM 16-01 oraz 30 września 1969 r. — 1J 04-41).



Rys. 16. Bomba 50 kg pod skrzydłem Lim-6bis (1F 03-21). Fot. P. Butowski

Przez pewien czas samoloty Lim-6bis nie miały jeszcze zamontowanych dodatkowych belek podwieszenia uzbrojenia, choć istniała już cała instalacja odpalania pocisków raketowych i zrzutu bomb oraz węzły mocowania belek do samolotu. Samoloty w takiej postaci skierowano do jednostek wojskowych, a po ukończeniu pełnych prób uzbrojenia (prowadzonych od 13 maja do 6 sierpnia 1963 r. na samolocie CM 10-30) oraz uruchomieniu produkcji wyrzutni Mars-2 kolejno kierowano je ponownie do Mielca, w celu zamontowania wysięgników. Samoloty Lim-6bis (jeszcze bez dodatkowych wysięgników na uzbrojenie) wzięły udział w wielkiej defiladzie lotniczej na dwudziestolecie Polski Ludowej 22 lipca 1964 r.

Próby uzbrojenia na samolocie 1C 10-30 dotyczyły szesnastolufowej wyrzutni Mars-2 (będącej modyfikacją radzieckiej wyrzutni UB-16-57UD) z niekierowanymi pociskami raketowymi S-5, wysięgnika i zamków mocowania wyrzutni i bomb, przyrządu odpalania pocisków raketowych



Rys. 17. Samolot Lim-6R o zagadkowym numerze fabrycznym 1F 06-40. Wg wszelkich dokumentów samolot o nrze 06-40 powinien mieć symbol 1J. Fot. Zb. Chmurzyński

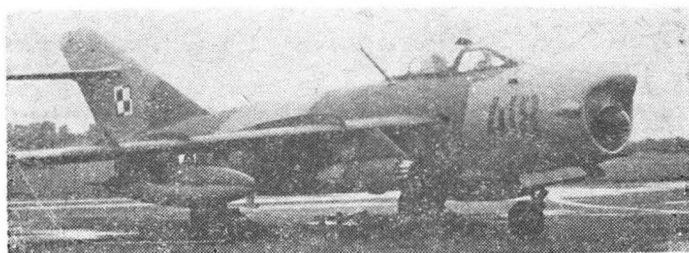
PO-4, instalacji elektrycznej i zmodyfikowanego celownika ASP-4NM. Eksploatacja samolotu na ziemi wykazała możliwość prawidłowej i bezpiecznej obsługi uzbrojenia, a loty na strzelanie pociskami raketowymi i bombardowanie wykazały pełną sprawność urządzeń oraz możliwość wykonywania różnych wariantów ataku.

Samoloty Lim-6bis stały się na wiele lat podstawowym wyposażeniem jednostek lotnictwa myśliwsko-szturmowego w Polsce. Pewną ich liczbę wyeksportowano do NRD, Egiptu i Indonezji.

Nieustannie trwały poszukiwania optymalnych rozwiązań rozpoznawczej wersji samolotu Lim-6bis. M.in. w lutym 1964 r. przechodził próby samolot CMR wyposażony w aparat AFA-39 na ruchomym stanowisku pod spodem kadłuba oraz dwa boczne aparaty fotograficzne mogące wykonywać zdjęcia pojedyncze i seryjne (AFPN121, AFA-BAF/21S



Rys. 18. Samolot Lim-6R. Fot. W. Hołyś



Rys. 19. Samolot Lim-6M. Fot. P. Butowski

i SzFP-02). Do uzbrojenia jednostek wszedł samolot rozpoznawczy Lim-6R z tylko jednym aparatem AFA-39 w pojemniku pod kadłubem, analogicznie do wcześniejszego Lim-5R (w oryginalnych dokumentach używane były dla tego samolotu nazwy Lim-6R lub Lim-6bisR, jednakże ostatnio ujednolicono nazwę na samolot Lim-6R).

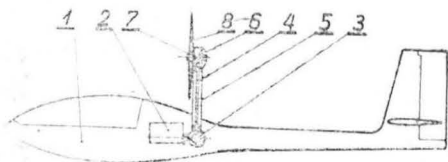
Po latach użytkowania przez lotnictwo myśliwskie samolotów przechwytyjących Lim-5P przestały one odpowiadać ówczesnym wymaganiom. W 1971 r. rozpoczęto przebudowę samolotów Lim-5P na wzór Lim-6bis, nazywając powstałe w ten sposób samoloty myśliwsko-szturmowe Lim-6M. Zmiany polegały na usunięciu stacji radiolokacyjnej z przodu kadłuba (zmianę wyważenia częściowo skompensowano przenosząc na jej miejsce akumulator ze statecznika pionowego) oraz na dobudowaniu na skrzydłach wysięgników w dwie wyrzutnie Mars-2 lub bomby. Na samolotach Lim-6M nie montowano spadochronu hamującego. Unowocześniono wyposażenie Lim-6M, m.in. zamiast radiowysokościomierza RW-2 zamontowano nowszy RW-UM. Analogicznie do poprzednich modyfikacji powstał rozpoznawczy Lim-6MR.

Mimo 30 lat służby samolotów Lim-5, ich ostatnie wersje nadal są jeszcze używane przez Ludowe Lotnictwo Polskie.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza, Rzeszów, Polska, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL patent pn. Motoszybowiec (autor Maciej Kopkowicz).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji motoszybowca umożliwiającej zmniejszenie oporów aerodynamicznych. Motoszybowiec wg wynalazku charakteryzuje się tym, że w kadłubie 1



ma zamocowany na stałe silnik spalinowy 2, z którym sprzężona jest przekładnia zę-

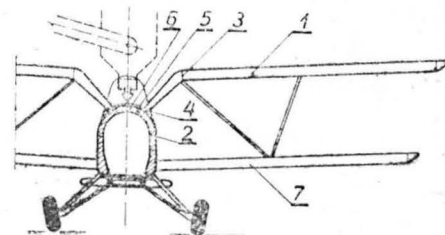
bata dolna 3, a z nią wał napędowy 4, kolumna śmigła 5 oraz przekładnia zębata 6 śmigła, osadzona na wałku 7, na którym zamocowane jest śmigło 8.

Skrót opisu patentowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 1/1987, w klasie B64C, pod nrem P.254327.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego WSK PZL-Okęcie, Warszawa, Polska, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. Samolot rolniczy dwupłatowy (autorzy: Leopold Szuba, Andrzej Frydrychewicz).

Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie takiego ukształtowania górnego płatka samolotu, które umożliwia łatwe załadowanie samolotu preparatami sypkimi.

Samolot wg wzoru ma górne skrzydła 1, w pobliżu kadłuba 2, zagięte skośnie do do-



łu przy wewnętrznym żebrze 3 i łączące się z kadłubem 2 w miejscach 4 położonych poza bocznymi krawędziami 5 otworu załadunkowego 6. Prosta część górnego skrzydła 1 na zewnątrz od pierwszego żebra 3 jest jednakowa ze skrzydłem dolnym 7.

Skrót opisu wzoru, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 1/1987 w klasie B64C pod nrem W.76872.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glas: Druga fala motoszybowców	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Światowa produkcja szybowców poszczególnych klas w latach 1980+1985; Światowa produkcja motoszybowców 1964+1985	3
M. Gliwa: Ocena stali za pomocą próby zginania udarowego	4
M. Michalski: Załadunek materiałów sypkich do samolotów i śmigłowców	6
PROTOTYPY: Aeroprakt A-11M Gamlet	10
Silnik łokowy PZL-Kalisz K-8AA	10
KARTOTEKA TLiA: PZL-M26 Iskierka	11
Jakowlew Jak 55	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (II)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Wykaz programów o tematyce lotniczej, znajdujących się w Insytucie Lotnictwa w Warszawie	16
M. Dębski: Hipoteza maksymalnych naprężeń na krawędzi karbu w postaci otworu kołowego	18
P. Butowski: Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (II) (Z DZIEJOW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	19
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK II i III okt.	
Na okładce: Lekkie samoloty bombowe Fairey Battle w wersji bombowej i treningowej w polskich dywizjonach w Wlk. Brytanii w 1940 r. — rys. K. Cieślak	

Str.

GLIWA M.: Ocena stali za pomocą próby zginania udarowego. TLiA, t. XLII, 1987, nr 6, s. 4

W artykule podano sposoby wyznaczania wskaźników wytrzymałościowych stali w warunkach zginania udarowego na podstawie analizy statycznej.

MICHALSKI M.: Załadunek materiałów sypkich do samolotów i śmigłowców. TLiA, t. XLII, 1987, nr 6, s. 6

Przedstawiono cykl operacyjny załadunku samolotów lub śmigłowców materiałami sypkimi oraz rodzaje urządzeń załadunkowych.

Dębski M.: Hipoteza maksymalnych naprężeń na krawędzi karbu w postaci otworu kołowego. TLiA, t. XLII, 1987, nr 6, s. 18

Autor proponuje traktowanie otworów nitowych jako defekty strukturalne materiału i na tej podstawie wyprowadza nową zależność na naprężenie równoważne czy zredukowane dla tego typu konstrukcji. Dokonuje też porównań analitycznych i graficznych hipotezy „otworowej” z dotychczasowymi.

BUTOWSKI P.: Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (II). TLiA, t. XLII, 1987, nr 6, s. 19

Opisano dzieje rozwoju samolotu Lim-6, opracowanej w Polsce odmiany samolotu Lim-5 (MiG-17). Omówiono wersje Lim-6 (1961 r.), Lim-6bis (1962 r.), Lim-6R oraz Lim-6M (1971 r.).

CONTENTS

GLIWA M.: Assessment of steel through an impact bending test. TLiA, vol XLII, 1978, No. 6, p. 4

Methods to determine steel strength parameters at the impact bending conditions from static analysis have been described.

MICHALSKI M.: Loading of loose materials into aeroplanes and helicopters. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 6, p. 6

A working cycle of loading aeroplanes and helicopters with loose materials as well as types loading equipment, have been presented.

DĘBSKI M.: Theory of maximum stress at the edge of a round hole type stress raiser. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 6, p. 18

The author suggests to consider rivet holes as structural material defects and derives from this a new formula for equivalent or reduced stress applicable for a structure of this type. He also compares, both analytically and graphically, the „holle” approach with the theories used so far.

BUTOWSKI P.: Polish modification to the MiG-17 aircraft (II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 6, p. 19

The history of development of the Lim-6 aeroplane, which is a Polish-designed version of the Lim-5 (MiG-17) aircraft, has been given. Such versions as Lim-6 (1961), Lim-6bis (1962), Lim-6R and Lim-6M (1971), have been described.

cd. na III s. okł.



00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glas

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glas, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michałewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0291-1300/87. Nakład 6650 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-74. Cena pojedynczego egzemplarza zł 130.—
Prenumerata roczna zł 1560.—

cji statków powietrznych, należy wymienić badania krajowego lotniczego silnika tłokowego WN-1, 4-cylindrowego płaskiego o mocy ok. 48 kW (65 KM) oraz WN-3, 7-cylindrowego gwiazdowego o mocy ok. 243 kW (330 KM) do samolotu TS-8 Bies, silniki raketowe na paliwo stałe o ciągu 1400 daN w czasie 3 s i o ciągu 2400 daN przez 18 s dla rakiet meteorologicznych Meteor-2, pierwszy w kraju samodzielnie opracowany lotniczy turbinowy silnik odrzutowy SO-1 o ciągu startowym 1000 daN z 7-stopniową sprężarką osiową i pierścieniową komorą spalania z odparowaniem paliwa i 1-stopniową turbiną osiową do samolotu TS-11 Iskra. Z szybkoobrotowych silników wysokoprężnych należy wymienić m.in. opracowanie, badanie i wdrożenie we współpracy z WSW-Andrychów zmodernizowanego silnika licencyjnego SW-400-6C107 o podwyższonej mocy oraz we współpracy z WSK-Mielec zmodernizowanego silnika licencyjnego SW-680.

W związku z pracami dotyczącymi projektowania i doskonalenia silników nastąpił rozwój bazy badawczej, a mianowicie laboratorium badań sprężarek, turbin, komór spalania, układów zasilania, rozpylania cieczy oraz hamowni.

W referacie „Konstrukcje płatowcowe” mgr inż. R. Mętrak nawiązał do konstrukcji jednomiejscowego śmigłowca BZ-1 Gil i czteroosobowego śmigłowca BZ-4 Żuk mgra inż. B. Żurakowskiego. Następnie wymienił samolot szkolno-treningowy TS-8 Bies mgra inż. T. Sołtyka, oblatany w 1955 r. przez pilota doświadczalnego inż. A. Ablamowicza i pierwszy polski samolot odrzutowy szkolno-treningowy TS-11 Iskra doc. T. Sołtyka — oblatany również przez inż. pil. A. Ablamowicza. Poinformował zebranych o najnowszej konstrukcji dwumiejscowego samolotu szkolno-bojowego PZL I-22 opracowanego w biurze konstrukcyjnym Instytutu pod kierunkiem głównego konstruktora dra inż. A. Barona. Prototyp tego samolotu został oblatany 3 marca 1985 r. przez pilota doświadczalnego I klasy inż. L. Natkańca. Samolot ma układ napędowy składający się z dwóch silników turboodrzutowych SO-3W22 o ciągu 1080 daN. Osiągi samolotu są następujące: prędkość 980 km/h (na wysokości 0 m), maks. liczba Ma 0,85 oraz pułap 12 800 km.

W referacie „Osprzęt lotniczy i urządzenia satelitarne” doc. dr hab. inż. J. Morawski omówił historię Zakładu Osprzętu (później

Zakładu Osprzętu i Urządzeń Satelitarnych). W Zakładzie tym opracowano m.in. paliwomierze do śmigłowców i samolotów, typoszereg czujników przepływu o zakresach pomiarowych od 6 cm³/h do 60 m³/h, przyrządy żyroskopowe SHS1 i ZS-1, instalacje elektroenergetyczne do samolotów TS-8 Bies i TS-11 Iskra, wiele specjalnych przyrządów pokładowych do samolotów rolniczych, układ klimatyzacji do śmigłowca Sokół, miernik drgań, miernik momentu i wiele innych urządzeń i przyrządów o dużym znaczeniu dla wyrobów finalnych. Większość z tych opracowań została wdrożona do produkcji w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej bądź w WSK PZL-Warszawa II. Z wyprzedzeniem Zakład opracował: automatyczne i półautomatyczne układy sterowania do obiektów latających, treninowy symulator lotu, radiostację UKW, dopplerowski miernik prędkości rzeczywistej i kąta znośnienia, komputerowy system nawigacji, akumulator kadmowo-nikielowy, analizator b. małych częstotliwości, analizator widma dużych częstotliwości.

W referacie „Inżynieria materiałowa” doc. mgr inż. H. Zatyka omówił prace wykonane w trzech pracowniach należących do Zakładu Inżynierii Materiałowej. W Pracowni Połączeń Metalowych największym osiągnięciem w ostatnim okresie były badania nad połączeniami metali za pomocą spawania plazmowego i elektrycznego. Dzięki opracowaniu konstrukcji urządzenia do spawania oraz procesu technologicznego spawania, wykonano połączenia elementów cienkościennych o grub. 0,05 mm. W Pracowni Materiałów Niemetalicznych prowadzone były badania nad wdrożeniem tworzyw wzmocnionych włóknem szklanym (zbiorniki, części splayowe skrzydła samolotu rolniczego). Opracowano kleje i techniki klejenia metali w elementach odpowiedzialnych. W Pracowni Cieczy Roboczych i Smarów opracowano metody doboru produktów paliwowych i smarnych do nowych silników oraz uzyskano wydłużenie okresów między wymianami olejów w silnikach.

Oprócz omówionych prac badawczych i konstrukcyjnych w Instytucie wykonywane są ponadto prace badawcze w zakresie wytrzymałości, aerodynamiki, automatyki pomiarów i badań w locie. Na szczególne podkreślenie zasługuje Zakład Produkcji Doświadczalnej, w którym wykonywane są prototypy zaprojektowanych konstrukcji.

W drugiej części sympozjum były prezentowane laboratoria badawcze, nowoczesne

urządzenia badawcze, a w szczególności tunele aerodynamiczne małych i dużych prędkości.

Z okazji uroczystości jubileuszowych 60-lecia Instytutu Lotnictwa odbyła się także w dn. 27÷28.01.1986 r. pod protektoratem dyr. Instytutu prof. dr hab. inż. Z. Dźwigadły krajowa konferencja nt. „Mechanika w lotnictwie” oraz w dn. 8÷12.09.1986 r. międzynarodowa konferencja nt. „Mechanika płynów”.

17 września 1986 r. zorganizowano akademię dla załogi. Słowo wstępne wygłosił dyr. Instytutu inż. M. Piłat, zaś referat o historii i perspektywach Instytutu — najstarszy pracownik Instytutu doc. dr inż. J. Roliński. Z okazji jubileuszu dyrekcja Instytutu nadała 35 osobom tytuł „Zasłużony Pracownik Instytutu Lotnictwa”, zaś 31 osób otrzymało „Medal 40-lecia Polski Ludowej”. W imieniu wyróżnionych podziękował mgr R. Pawulski.

18 września ub. roku uroczystości jubileuszowe odbywały się w teatrze „Syrena”, gdzie przybyłych gości powitał dyr. Instytutu inż. M. Piłat, który wygłosił referat o osiągnięciach Instytutu w okresie ostatnich 15 lat. Odbyła się ceremonia przekazania przez ministra Przemysłu Hutniczego i Maszynowego mgr inż. J. Maciejewicza na ręce dyr. Instytutu inż. M. Piłata sztandaru Instytutu Lotnictwa ufundowanego przez Komitet Fundacyjny, któremu przewodniczył dyr. Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego mgr inż. J. Stojanowicz. Zasłużeni pracownicy Instytutu zostali uhonorowani odznaczeniami państwowymi. Minister Hutnictwa i Przemysłu Maszynowego mgr inż. J. Maciejewicz udekorował Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski doc. mgr inż. Z. Kazimierzczaka, doc. dr inż. J. Lamparskiego, doc. dr inż. J. Traczyka i mgr inż. pil. R. Witkowskiego, zaś Krzyżem Zasługi otrzymało 13 osób, w tym Złoty Krzyż Zasługi 5 osób, Srebrny Krzyż Zasługi 4 osoby, Brązowy Krzyż Zasługi 4 osoby. Gen. dyw. pil. T. Krawczyk udekorował zasłużonych pracowników „Medalem za Zasługi dla Obronności Kraju”. W imieniu odznaczonych podziękował mgr inż. pil. R. Witkowski. W dalszej części uroczystości były składane listy gratulacyjne zakładów produkcyjnych i instytucji współpracujących z Instytutem Lotnictwa.

Po części oficjalnej odbyły się występy artystyczne.

Oprac. T. Kurczyk

ZUSAMMENFASSUNG

GLIWA M.: Beurteilung des Stahls mit Hilfe des Stossbiegungsversuches. TliA, XLII Jhrg., 1987, H. 6, S. 4

In dem Aufsatz werden Methoden zur Ermittlung der Festigkeitskennwerte von Stahl bei der Stossbiegung auf Grund der statischen Analyse angegeben.

MICHALSKI M.: Verladung von Schüttgut auf Flugzeugen und Hubschraubern. TliA, XLII Jhrg., H. 6, S. 6

Es wird ein Operationszyklus der Verladung von Schüttgut auf Flugzeuge und Hubschrauber sowie die Arten der verwendeten Einrichtung dargestellt.

DEBSKI M.: Hypothese der maximalen Spannugen an der Kerbkante einer kreisförmigen Öffnung. TliA, XLII Jhrg., 1987, H. 6, S. 18

Der Verfasser schlägt vor, die Nietbohrungen als Werkstoffstrukturmangel zu betrachten und auf dieser Grundlage ermittelt er eine neue Abhängigkeit für äquivalente bzw. reduzierte Spannungen

für diese Konstruktion. Es werden auch analytische und graphische Vergleiche der „Öffnungs“ — Hypothese mit den bisherigen angeführt.

BUTOWSKI P.: Polnische Modifikationen des MiG-17 Flugzeuges (II). TliA, XLII Jhrg., 1987, H. 6, S. 19

Es wird die Entwicklungsgeschichte des Lim-6 Flugzeuges, einer in Polen entstandenen Abart des Lim-5 (MiG-17) erörtert. Weiterhin werden die Versionen Lim-6 (1961), Lim-6bis (1962), Lim-6R sowie Lim-6M (1971) behandelt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛИВА М.: Оценка стали с помощью испытания изгибной ударной вязкости. TliA, т. 42 1987 г., № 6, с. 4

Статья описывает методы определения прочностных показателей стали при измерении ударной вязкости на основе статического анализа.

МИХАЛЬСКИ М.: Загрузка сыпучих материалов на самолеты и вертолеты. TliA, т. 42, 1987 г., № 6, с. 6

Указывается рабочий цикл загрузки самолетов и вертолетов сыпучими материалами, описываются виды загрузочных устройств.

ДЕМБСКИ М.: Гипотеза максимальных напряжений на кромке отверстия TliA, т. 42, 1987 г., № 6, с. 18

Автор предлагает считать отверстия для заклепок — структурными дефектами материала и на этой основе выводит новую зависимость для определения эквивалентных напряжений — или приведенных напряжений — материала. Автор сравнивает — аналитически и графически — гипотезу «отверстия» с существующими гипотезами.

БУТОВСКИ П.: Польские модификации самолета МиГ-17 (II ч.). TliA, т. 42, 1987 г., № 6, с. 19

Описана история развития самолета Лим-6, разработанного в Польше варианта самолета Лим-5 (МиГ-17). Статья посвящена разновидностям Лим-6 (1961 г.), Лим-6 бис (1962 г.), Лим-6Р и Лим-6М (1971 г.).

Samoloty PZL 5

