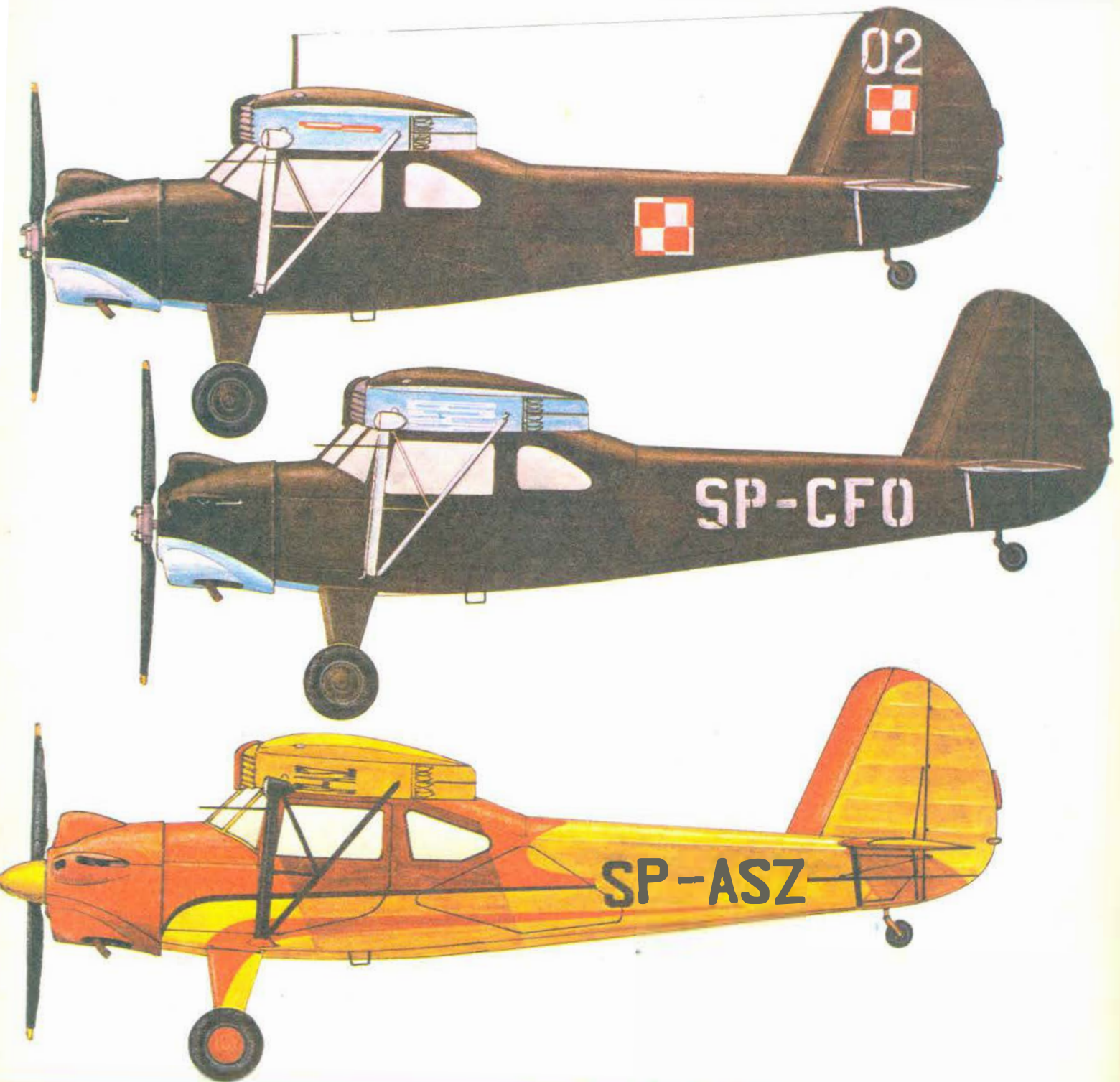


TECHNIKA

3'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Warunki prenumeraty

Prenumeratorzy zbiorowi — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty na blankiecie „polecenie przelewu” rozszerzonym dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia. Blankiety te będą dostarczone przez Zakład Kolportażu.

Prenumeraty indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie Wydawnictwa lub na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłaty należy na konto NBP III O/M Warszawa 1036-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią kola SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty taki sam jak dla prenumeraty indywidualnej.

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

Przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminach:

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

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

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65 oraz w Dziale Handlowym Wydawnictwa ul. Bartycka 20, skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, na rachunek dla instytucji, lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty: kwartalna normalna 240 zł, kwartalna ulgowa 75 zł, półroczna normalna 480 zł, półroczna ulgowa 150 zł, roczna normalna 960 zł, roczna ulgowa 300 zł.

cd. ze s. 32

CONTENTS

GLASS A.: Development of ground attack helicopters. TLiA, vol. XL, 1985, No. 3, p. 4

Requirements of antitank helicopters and the method of their use have been presented, development of their armament, i.e. successive generations of rocket missiles, has been described, and review of ground attack helicopters of the first and the second generations (i.e. those converted from multipurpose ones and those specially designed to fight against tanks, respectively) has been made.

BŁĄŻEWICZ W.: Fatigue crack propagation in aircraft duralumin shell structures. TLiA, vol. XL, 1985, No. 3, p. 10

An empirical method of calculation of fatigue crack length in duralumin sheet components of structures under service loads has been given. This method requires values and actual sequence of service loads to be determined. The formulation of successive crack length increments has been based on the modified stress intensity factor.

JANCELEWICZ B.: Simplified strength analysis of composite structures at complex state of loads with the use of equivalent isotropic models (I). TLiA, vol. XL, 1985, No. 3, p. 20

The author adapts classical methods of analysis of thin-walled structures for analysis of stresses in a typical box girder of composite structure, i.e. made of epoxide plastics reinforced with glassfibre. He does not make any more attempt to take into account the material orthotropy, being satisfied with an isotropic model, but takes into consideration the state of stresses in each component of the girder.

GODZIMIRSKI J.: Operation of a glue lap joint within the range of plastic strain in the glued components. TLiA, vol. XL, 1985, No. 3, p. 24

Theoretical analysis of strength of glue lap joints under shear load within the range of plastic strain in the glued components, has been presented in this article. It has been shown that stresses in the glued components exceeding the yield point are accompanied by increase in concentration of shear stress in the glue joint and, thus, decrease in the strength of the joint proper. The strength of the joints under consideration was found to depend to a significant degree on thickness of the glued components and on the value of their modulus of strain hardening.

SKARBINSKI A.: History of development of glider production methods at the Glider Experimental Plant in Bielsko-Biala from 1946 till 1979 (III). TLiA, vol. XL, 1985, No. 3, p. 27

The work carried out in the years 1965—1969 at the last SZD gliders of wooden structure (Zefir 4, Foka 5, Cobra 15, Cobra 17, Pirat, Bekas) and in the years 1970—1979 at laminated gliders (the Jantar family, the Puchacz's), has been presented.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Entwicklung der Erdkampf-Hubschrauber. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 3, S. 4

Es werden die an die Panzerabwehr gestellten Forderungen und ihrer Einsatz angeben, die Entwicklung ihrer Bewaffnung (die folgenden Generationen der Raketen-geschosse) sowie eine Übersicht der Erdkampf-Hubschrauber der ersten Generation (Anpassung der Mehraufgaben-Hubschrauber) wie auch der zweiten Generation (speziell für die Panzerbekämpfung entwickelt) behandelt.

BŁĄŻEWICZ W.: Entwicklung der Ermüdungsbrüche in fliegerischen Schalenkonstruktionen aus Duraluminium. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 3, S. 10

Der Aufsatz stellt eine erfahrungsmässige Berechnungsmethode für die Länge der Ermüdungsbrüche in Blechen aus Duraluminium dar. Die Methode erfordert die Bestimmung der Grösse und Reihenfolge der auftretenden Betriebsbeanspruchungen. Die Beschreibung des folgenden Bruchlängen zu wachsen ist auf modifiziertem Spannungskoeffizienten gestützt.

JANCELEWICZ B.: Vereinfachte Festigkeitsanalyse von Verbundstrukturen bei zusammengesetzter Beanspruchung unter Anwendung isotherischer Ersatzmodelle (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 3, S. 20

Der Autor führt eine Adaptation der klassischen Statikmethoden dünnwandiger Konstruktionen zur Analyse von Spannungen in einem typischen Kastenträger mit Verbundstruktur, d.h. aus Epoxidharz verstärkt mit Glasfasern, durch. Dabei wird die Orthotropie des Kunststoffes vernachlässigt und das isotherische Modell bevorzugt sowie der Spannungszustand in jedem Holmelement berücksichtigt.

GODZIMIRSKI J.: Wirkung der Überlappung-Klebeverbindung im Bereich der plastischen Verformung der geklebten Elemente. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 3, S. 24

In dem Beitrag wird die theoretische Festigkeitsanalyse von Überlappung-Klebeverbindungen, deren geklebte Elemente im Bereich der plastischen Verformung Schubspannungen ausgesetzt sind, vorgestellt. Es wurde bewiesen, dass dem Überschreiten der Fließgrenze in den geklebten Elementen eine Senkung der Schubspannungen in den Klebeverbindungen und zugleich eine Senkung der Festigkeit in den Klebestellen folgt. Es ist eine tatsächliche Abhängigkeit der Festigkeit der analysierten Verbindungen von der Stärke der Klebelemente und von dem Wert ihres Befestigungsmoduls festgestellt worden.

SKARBINSKI A.: Geschichte der Herstellverfahren von Segelflugzeugen im Segelflugzeugversuchswerk in Bielsko-Biala in den Jahren 1946—1979 (III). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 3, S. 27

Es werden Arbeiten in den Jahren 1965—1969 an den letzten Segelflugzeugen SZD aus Holz (Zefir 4, Foka 5, Cobra 15, Cobra 17, Pirat, Bekas) sowie in den Jahren 1970—1979 an den Segelflugzeugen aus Verbundstoffen (die Reihe von Jantar und Puchacz) beschrieben.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Развитие истребителей вертолетов. ТЛИА, т. 40, 1985 г., № 3, с. 4

Приводятся требования, предъявляемые к противотанковым вертолетам и способы применения таких вертолетов, описано развитие их вооружения (очередные поколения ракетных снарядов), производится обзор истребителей вертолетов первого поколения (т.е. являющихся приспособленными для этой цели многоцелевыми вертолетами) а также второго поколения (специально спроектированными для борьбы с танками).

БЛАЗЕВИЧ В.: Развитие усталостных трещин в авиационных конструкциях типа монокок, выполненных из дюралюминия. ТЛИА, т. 40, 1985 г., № 3, с. 10

Работа описывает эмпирический метод расчета длины усталостных трещин в листах дюралюминия, являющихся элементами конструкции, на которую воздействуют эксплуатационные нагрузки. Метод требует определения величины и последовательности появления отдельных эксплуатационных нагрузок. Определение последовательных увеличений длины трещины основано на применении модифицированного коэффициента напряженности.

ЯНЦЕЛЕВИЧ Б.: Упрощенный прочностной анализ структур из композитов при сложном напряженном состоянии, при использовании заменяющих изотропных моделей (I часть). ТЛИА, т. 40, 1985 г., № 3, с. 20

Автор применяет классические методы прочностных расчетов тонкостенных конструкций для анализа напряженного состояния в типичном коробчатом лонжероне из композита, т.е. эпоксидной смолы, армированной стекловолокном. Автор не пытается учесть анизотропные свойства материала, применяет только изотропные модели, но учитывает напряженное состояние в каждом из элементов лонжерона.

ГОДИМИРСКИ Е.: Работа клевого соединения «ввахлестку» при пластических деформациях соединяемых элементов. ТЛИА, т. 40, 1985 г., № 3, с. 24

Приводится теоретический анализ прочности клевого соединения «ввахлестку», работающего на срез при пластических деформациях элементов соединения. Доказывается, что при превышении предела пластичности соединяемых элементов появляется увеличение концентрации напряжения в склейках, что приводит к снижению прочности соединения. Обнаруживается существенная зависимость прочности рассматриваемых соединений от толщины соединяемых элементов и от величины их модуля упругости.

СКАРБИНСКИ А.: История технологии изготовления планера на Опытном Заводе Планирования в г. Бельско-Бяля (1946—1979). ТЛИА, т. 40, 1985 г., № 3, с. 27

Описываются работы завода за период 1965—1969 г. при последних планерах деревянной конструкции (Зэфир 4, Фокса 5, Кобра 15, Кобра 17, Пират, Бекас) и за 1970—1979 г. — при стеклопластиковых конструкциях (семья планеров Янтар и Пухач).



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL MARZEC 1985

T E C H N I K A

3'85

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Rola inicjatywy i realizmu konstruktora

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Z czyjej inicjatywy powstają nowe samoloty? Czasem na zamówienie użytkownika, częściej zaś są wynikiem inicjatywy konstruktorów, a mogą też powstawać w wyniku dyskusji między konstruktorami i użytkownikami jeszcze w fazie wstępnej koncepcji samolotu.

Znany samolot lokalnego transportu Islander był wynikiem inicjatywy inżynierów J. Brittena i D. Normana, którzy stwierdzili potrzebę istnienia takiego samolotu. Ich ocena potrzeb rynku była słuszna, konstrukcja którą stworzyli udana i samolot zbudowano w liczbie ok. 1000 sztuk. Następny ich samolot BN3 Nymph (zbliżony do Wilgi i Cessny 172), choć udany, z braku środków na uruchomienie produkcji pozostał w prototypie i dopiero w ub. roku został wskrzeszony po zmodyfikowaniu jako Freelance. Samolot szkolno-treningowy NDN-1 Firecracker dotychczas nie znalazł nabywców ani w wersji z napędem tłokowym, ani z turbinowym.

J. Britten stworzył tani dwusilnikowy samolot treningowy Sherriff, na który zapotrzebowanie jeszcze nie jest znane, zaś D. Norman — samolot rolniczy NDN-6 Fieldmaster. Z wymienionych samolotów sukcesem był Islander i jego trójsilnikowa odmiana Trislander. Żaden z tych samolotów nie powstał w wyniku zamówienia przez jakąkolwiek instytucję. Samoloty pasażerskie powstają zazwyczaj w wyniku uzgodnień między potrzebami linii lotniczych i propozycjami konstruktorów, opartymi na analizie perspektyw rozwoju rynku. Samoloty wojskowe najczęściej powstają na zamówienie wojska.

A jak się to przedstawia u nas? Pierwsze samoloty po wyzwoleniu kraju powstały z inicjatywy konstruktorów, a miały zaspokoić krajowe zapotrzebowanie lotnictwa dyspozycyjnego i sportowego.

Tak powstały samoloty sportowe, Szpak, Żak, CSS-10 i CSS-11. Dopiero szkolno-treningowy Junak był wynikiem zamówienia złożonego przez wojska lotnicze. Także na zamówienie tych wojsk budowane były prototypy samolotów: łącznikowego Żuraw i transportowego Miś, a następnie treningowych Bies i Iskra. Powstawały one w wyniku wczesnego uzgodnienia propozycji konstruktora i potrzeb użytkownika. Samoloty pasażerskie CSS-12 i MD-12 były wynikiem inicjatywy konstruktorów, podobnie — sportowe Kania i Kos oraz rolniczy Gawron.

Warto zwrócić uwagę na związek między wprowadzaniem samolotu do produkcji a produkcją w kraju odpowiedniego silnika. Szpak, Żak, CSS-10 i CSS-11 nie były budowane w dużej serii z powodu braku silników. Do Junaka uruchomiono produkcję silników licencyjnych M-11FR. Do Biesa i Iskry skonstruowano odpowiednie silniki w kraju. Samoloty sportowe M-2 i M-4 Tarpan zostały zaprojektowane z inicjatywy konstruktorów w uzgodnie-

niu z aeroklubem do silników, których nie produkowano w kraju. Kosy z serii informacyjnej znalazły nabywców zagranicznych, lecz z braku krajowego silnika nie weszły u nas do użytku. Gawron był napędzany silnikiem AI-14R, który był produkowany u nas do samolotu Jak-12, co umożliwiło produkcję seryjną Gawronów. Wilga powstała z inicjatywy konstruktora w uzgodnieniu z aeroklubem, lecz gdyby nie zamówienie eksportowe, nie doszłoby do jej produkcji. Ponieważ zaprojektowany do niej silnik zawiódł, produkcję Wilgi umożliwiło zastosowanie silnika AI-14. Kruk powstał z inicjatywy konstruktorów, a silnik do niego powstał ze zmodyfikowania znajdującego się w produkcji silnika do śmigłowca SM-1. Miś był wynikiem warunków ustalonych przez użytkownika oraz inicjatywy konstruktora. Dromader powstał na zamówienie z wykorzystaniem silnika znajdującego się w produkcji. W związku z istniejącym zapotrzebowaniem na samolot treningowy, z inicjatywy konstruktora powstał treningowy Orlik zaprojektowany do produkowanego silnika.

Powyższy przegląd wykazuje, że większość naszych samolotów powstała w wyniku inicjatywy konstruktorów. Warunkiem wprowadzenia samolotu do produkcji było przede wszystkim zaprojektowanie go do znajdującego się w produkcji silnika bądź specjalnie zaprojektowanego do tego samolotu. Ta druga droga zawsze powodowała spore opóźnienia w produkcji samolotu ze względu na konieczność dopracowania nowego silnika. Drugim warunkiem produkcji danego typu samolotu jest trafienie w potrzeby użytkowników. Stąd wynika prosty wniosek, że inwencja konstruktora, bardzo cenna w tworzeniu konstrukcji płatowca, musi iść w parze z wielkim realizmem w sprawie silnika i dobrym rozeznaniem marketingowym, czyli potrzeb użytkowników. W sprawach techniczno-eksploatacyjnych związanych z płatowcem, konstruktor niejednokrotnie wyprzedza życzenia użytkownika, gdyż widzi możliwości rozwiązania problemów, z których to możliwości użytkownik może nie zdawać sobie sprawy. To właśnie jest czynnikiem postępu technicznego. Mówiąc o realizmie w sprawie silnika, trzeba sobie zdać sprawę, że producent silników nie jest zainteresowany produkowaniem kilkunastu silników rocznie, lecz kilkuset, gdyż inaczej produkcja będzie nieopłacalna. Dlatego najkorzystniejszą sytuacją dla konstruktora samolotów jest korzystanie z silników znajdujących się w produkcji. Ponieważ jednak i w dziedzinie napędów lotniczych musi być postęp, muszą powstawać zarówno ulepszone odmiany silników, jak i nowe konstrukcje. Trzeba jednak zdawać sobie sprawę z tego, że wydatki na nową odmianę czy nowy silnik są uzasadnione, gdy przewiduje się produkcję odpowiednio dużej serii samolotów. Potrzebna jest wówczas

cd. na s. 2



FRANCJA

● W dniach 22-27 października 1984 r. na paryskim lotnisku Le Bourget odbywał się 9. Francuski Salon Sprzętu i Uzbrojenia Morskiego, na którym zaprezentowano wiele powietrznych środków walki. Pokazano m.in. projekt ATM-42, tj. samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji ATR-42 przystosowanego do wykrywania okrętów podwodnych i akcji ratowniczych. (A. et C. 1019)

● 16 państw członkowskich Europejskiej Komisji Lotnictwa Cywilnego (CEAC) oraz USA podpisały umowę o wspólnej polityce taryfowej dotyczącą przewozów nad Atlantykiem Północnym. Umowa, ważna 2 lata, weszła w życie 1 listopada 1984 r. (A. et C. 1019)

● W październiku 1984 r. obchodzono w Mont-de Marsan dwudziestą rocznicę utworzenia Strategicznych Sił Powietrznych (Force Aérienne Stratégique). W obchodach uczestniczył minister obrony Francji Charles Hernu. (A. et C. 1020)



HISZPANIA

● Po wykryciu działalności obcych okrętów podwodnych w okolicach Gibraltaru, zdecydowano się zakupić 6 śmigłowców LAMPS 3. (A. et C. 1020)



INDONEZJA

● W Nurtanio trwają prace nad samolotem bojowym. Do współpracy zaproszono specjalistów z Messerschmitt-Bölkow-Blohm (RFN). (A. et C. 1020)



IRAK

● W październiku 1984 r. prowadzono rozmowy z amerykańskim Bell Helicopter Textron nt. ewentualnej dostawy 45 śmigłowców cywilnych, jednak opracowanych początkowo jako transportowe wojskowe. (A. et C. 1020)

● Według New York Times, liczba samolotów bojowych, którymi dysponuje ten kraj wzrosła z 330 w 1983 r. do 580 w końcu 1984 r., po dokonaniu zakupów w ZSRR i Francji. Iran może im przeciwstawić ok. 60 sprawnych samolotów. (A. et C. 1020)



IZRAEL

● Władze USA zgodziły się na udzielenie pomocy technologicznej w rozwoju samolotu myśliwskiego IAI Lavi, zwłaszcza jeśli chodzi o kompozyty (głównie do produkcji skrzydeł i usterzenia). (A. et C. 1020)



JAPONIA

● Od 22 października 1984 r. prowadzono rozmowy z ZSRR na temat bezpośrednich połączeń Japan Air Lines z Europą Zachodnią, przebiegających nad terytorium ZSRR. (A. et C. 1018)



KANADA

● Planuje się zmianę napędu popularnego samolotu-amfibii CL-215. CL-215T ma być napędzana dwoma silnikami turbośmigłowymi Pratt and Whitney Canada PW 124 o mocy po 1801,7 kW. Wersją tą zainteresowana jest m.in. Francja. (A. et C. 1014)



NORWEGIA

● Na mocy układu podpisanego z United Technologies (USA), Kongsberg Vapenfabrik uczestniczyć będzie w 3% w programie silnika PW 4000. (A. et C. 1014)



RFN

● Zdecydowano się zwiększyć udział przemysłu zachodni Niemieckiego w programie Airbus Industrie A.320. (A. et C. 1013)

● Dornier GmbH podpisał umowę o współpracy z amerykańskim Bellem. (A. et C. 1014)

● SPD sprzeciwiła się we wrześniu 1984 r. sprzedaży 40 samolotów Panavia Tornado Arabii Saudyjskiej. (A. et C. 1014)

● Minister finansów Friedrich Voss oświadczył we wrześniu 1984 r., że nie ma mowy o prywatyzacji linii lotniczych Lufthansa, które w tym samym roku były bardzo rentowne. Ostatnie słowo w tej sprawie należało jednak do ministra ekonomii, Stoltenberga. (A. et C. 1014)

● Mnożą się protesty ludności przeciwko wzmożeniu lotów treningowych na małych wysokościach. (A. et C. 1012)



SZWAJCARIA

● Według raportu IATA, w ciągu trzech kwartałów 1984 r. nastąpił wzrost przewozów pasażerów przez Atlantyk Północny o 11,5%, przy średnim współczynniku wypełnienia miejsc 69%. Przewóz towarów wzrósł w tym czasie o 19,9%, a pocztowy — o 9,7% (dane dotyczą członków IATA). (A. et C. 1013)



SZWECJA

● Z powodu problemów z silnikami, zdecydowano się przerwać we wrześniu 1984 r. próby w locie samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji Saab/Fairchild SF-340. (A. et C. 1013)



TURCJA

● We wrześniu 1984 r. przygotowywano umowę z Hiszpanią o dostawie przez ten kraj 52 samolotów komunikacji lokalnej CN-235 w wersji wojskowej. (A. et C. 1013)



WĘGRY

● Przedsiębiorstwo agrolotnicze MEM KSZ wykonało w 1983 r. usługi na 4900 ha gruntów rolnych, dysponując 175 samolotami. W rekordowym roku 1982 obrobiono 5097 ha upraw 165 samolotami. Jak wynika z opublikowanych danych, średni roczny przyrost obsługiwanych przez MEM KSZ areali w dziesięcioleciu 1974-1983 wynosił 12,7%, średni roczny przyrost liczby samolotów — 7,2%, a średni przyrost godzin pracy — 5,8%. (L+K 15/84)



WŁOCHY

● 5 lipca br. wyprowadzono z hali montażowej zakładów AerMacchi w Venegono drugi prototyp samolotu taktycznego Aeritalia-AerMacchi-Embraer AMX.

Rozpoczął on próby w locie, kontynuując program badań pierwszego prototypu, przerwany katastrofą. (A. et C. 1011)

● Według oświadczenia goszczącego we Włoszech premiera Francji Pierre Mauroy, obydwa kraje podejmą wspólne prace nad śmigłowcem transportowym. Włochy realizują już wspólnie z Wielką Brytanią program śmigłowca transportowego EH-101. (A. et C. 1003)



USA

● Trwają badania tunelowe modelu samolotu transportowego McDonnell Douglas C-17. US Air Force przewiduje zakup 210 tych samolotów. Przewiduje się udźwig maks. 78 Mg, przy zasięgu 4450 km (maks. 5000 km). Prototyp ma wzlecieć w 1989 r., dostawy przewiduje się od 1991 r. (A. et C. 1018)

● US Navy zażądała wprowadzenia nowych modyfikacji do samolotów McDonnell Douglas F-18 Hornet. Prawdopodobnie podniesie to ich koszt. (A. et C. 1019)

nie tylko znajomość potrzeb rynku, lecz także konkretne zamówienia przyszłego użytkownika. Jeśli przeanalizować dzieje większości naszych prototypów, to dla większości z nich już w okresie ich budowy była możliwość określe-

nia, czy mają duże szanse produkcji, czy wejdą do produkcji po pokonaniu poważnych trudności z silnikiem do nich, czy też sprawa niezbyt realnej produkcji silnika do nich stawia ich produkcję pod znakiem zapytania.



Przemysł śmigłowiecowy na świecie w 1983 r.

Nazwa wytwórni	Kraj	Liczba pracowników
Sikorsky	USA	12 000
Acrospatiale	Francja	8 000
Westland	Wlk. Brytania	7 000
Agusta	Włochy	7 000
Bell	USA	6 000
Boeing-Vertol	USA	5 000
Hughes	USA	4 500
MBB	RFN	2 000
Kawasaki	Japonia	1 000

Źródła: Wehr Technik 6/83, L'industrie aeronautique et spatiale française 1983

Ceny śmigłowców w USA w 1984 r.

Nazwa	Cena podstawowa, dol.	Cena z wyposażeniem, dol.
I. Śmigłowce jednosilnikowe tłokowe		
Enstrom F28F	142 750	
Enstrom 280 Shark	146 950	
Hiller 12H	139 500	152 000
Hiller 12E4	157 700	170 700
Hughes 300C	132 250	
Hynes B-2B	74 950	79 950
Hynes 305	129 950	134 950
Robinson R22 Alpha	77 850	83 180
II. Śmigłowce jednosilnikowe turbinowe		
Aérospatiale SA 315B Lama	590 000	
Aérospatiale AS350B Ecureuil	398 000	
Aérospatiale AS350D AStar	398 000	
Bell 206B JetRanger III	375 000	425 000
Bell 206L-3 LongRanger III	550 000	601 000
Hiller 1100B	315 000	345 000
Hughes 500E	395 000	
Hughes 530F	515 000	
III. Śmigłowce wielosilnikowe turbinowe		
Aérospatiale AS332C Super Puma	3 880 000	
Aérospatiale AS332L Super Puma	4 150 000	
Aérospatiale AS355F1 Twin Star	755 000	
Aérospatiale SA365N Dauphin 2	1 720 000	
Agusta 109-11	995 500	1 350 000
MBB Bo-105CBS Twin Jet 11	780 000	
MBB Bo-105 LS	895 000	
MBB-Kawasaki BK-117	1 080 000	
Sikorsky S-76-11	2 125 600	2 800 000
Westland 30 ser. 100-60	2 700 000	3 500 000

Źródło: Rotor Wing Int. 1984 Buyer's Guide

Prognoza rozwoju produkcji śmigłowców na świecie na lata 1984÷1993 (bez krajów socjalistycznych)

Rodzaj	1974÷1983	1984÷1993	Wzrost, %
Wojskowe turbinowe	8 400	8 800	4,7
Cywilne	10 600	13 700	29,2
— tłokowe	2 000	1 500	-25,0
— turbinowe	8 600	12 200	41,2
Razem turbinowe	17 000	21 000	23
Razem	19 000	22 500	18

Prognoza wytwórni Allison

Air. Int. 5/84

Prognoza produkcji poszczególnych rodzajów śmigłowców turbinowych na lata 1984÷1993 (bez krajów socjalistycznych)

Kraj	Lekkie do 3 175 kg	Srednie 3 175÷6 800 kg	Ciężkie 6 800÷15 900 kg	Razem
I. Cywilne				
USA	4 700	1 000	200	5 900
Pozostałe kraje zachodnie	3 500	1 200	300	5 000
Razem	8 200	2 200	500	10 900
II. Wojskowe	2 000	4 000	4 000	10 000
Łącznie	10 200	6 200	4 500	20 900

Prognoza wytwórni Sikorsky

Air. Int. 5/84

Produkcja śmigłowców cywilnych w latach 1980÷1982

Kraj	1980	1981	1982
USA	911	853	112
Pozostałe kraje zachodnie	234	290	470
Razem	1144	1143	882

Produkcja amerykańskich śmigłowców turbinowych (wojskowych i cywilnych)

Rodzaj	1970	1977	1980	1982
Cywilne	...	~ 450	911	412
Wojskowe	...	~ 500	294	~ 200
Razem	~ 2300	< 1000	1205	> 600

A.G.

Rozwój śmigłowców szturmowych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Śmigłowce wojskowe dzieli się na bojowe i pomocnicze. Bojowymi są śmigłowce szturmowe (przeciwpancerne) i morskie (przeciw okrętom podwodnym). Role pomocnicze spełniają śmigłowce obserwacyjne, transportowe i wielozadaniowe. Obserwacyjne mogą służyć do naprowadzania śmigłowców bojowych. Transportowe mogą brać udział w akcjach desantowych i w transporcie oddziałów szturmowych na pole walki. Wielozadaniowe służą głównie jako łącznikowe i transportowe oraz sanitarne.

Cechy i użycie śmigłowców szturmowych

Śmigłowce szturmowe są dziś przede wszystkim śmigłowcami przeciwpancernymi. Ponieważ na polu walki główną siłą uderzeniową są czołgi, więc problem broni przeciwpancernej jest jednym z ważniejszych. Mały zasięg naziemnej broni przeciwpancernej i jej ograniczona ruchliwość powodują, iż w śmigłowcach upatruje się dziś główną broń przeciw czołgom. Ponieważ przewiduje się stosowanie czołgów w większych zgrupowaniach, dlatego broń przeciwpancerna musi:

- dawać się szybko koncentrować na niedużym terenie walki,
- działać z odległości 3÷3,5 km (wykrywać cel i dać się nań nakierowywać),
- być wystarczająco skuteczna,
- ograniczyć do minimum możliwość własnego zniszczenia przez nieprzyjaciela.

Śmigłowiec jest obecnie najbardziej ruchliwym środkiem transportu, z którego może się odbywać celowanie, odpalanie i kierowanie przeciwpancernymi pociskami rakiętowymi. Skuteczną bronią przeciwpancerną okazały się bowiem pociski kierowane.

Śmigłowiec przeciwpancerny wykazuje następujące cechy:

- pozwala na zaskoczenie przez stosowanie lotu koszącego, szybki atak (z szansą niewykrycia podczas ataku) i szybkie wycofanie się,
- dostatecznie zmasowane użycie, zapewniające skuteczność działania i wzajemną obronę śmigłowców znajdujących się w grupie,
- przenoszenie odpowiedniego ładunku na nieduży zasięg, lecz wystarczający dla tego rodzaju zadania.

Przebieg ataku przeciwpancernego przypomina metody walki partyzanckiej. Eskadra rozpoznawcza przekazuje informacje o położeniu celu. Oddziały śmigłowców przeciwpancernych lotem koszącym w ukryciu przed nieprzyjacielem zbliżają się do zgrupowania czołgów. Najskuteczniejszy jest atak z boku lub od tyłu. Atak z przodu wykonywany bywa dopiero na polu walki czołgów z wojskami lądowymi. Atak z boku dezorganizuje formacje czołgów. Śmigłowce przed atakiem na czołgi przebywają w zawisie za zasłoną terenową lub posuwają się, wykorzystując przeszkodę. W przypadku wyczekiwania atak rozpoczynają na sygnał przekazany przez zwiad naziemny lub powietrzny. Śmigłowiec może odpalać pociski rakiętowe, gdy znajduje się w locie postępowym lub w zawisie. Strzelanie w locie wymaga utrzymania stałego poziomu lotu lub stałego toru nurkowania. Natomiast strzelanie w zawisie pociskami kierowanymi przewodowo wymaga utrzymania śmigłowca w tej samej pozycji przez cały czas naprowadzania pocisku aż do

momentu trafienia w cel (przy odległości celu 2 km wynosi to 9 s, przy 3 km — 13÷15 s, a przy 4 km — 17÷21 s). Następnie śmigłowiec chowa się za przeszkodą i wycofuje z pola walki lub czeka za przeszkodą na wykonanie następnego ataku. Naprowadzanie optyczne pocisku wymaga dobrej widoczności. Od pogody zależy w dużym stopniu możliwość wykonania ataku na czołgi śmigłowcami z celownikami optycznymi. Warto zauważyć, że między atakiem samolotu szturmowego i śmigłowca jest zasadnicza różnica. Dla samolotu atak szturmowy odbywa się z dużą prędkością, często w stromym locie nurkowym i z odpaleniem pocisków z możliwie małej odległości, dla śmigłowca natomiast z małą prędkością lotu lub w zawisie, na małej wysokości oraz na maksymalnym zasięgu pocisków rakiętowych.

Bezpieczeństwo lotu śmigłowca przeciwpancernego zależy od:

- wprawy załogi w szybkich lotach koszących, gdyż nigdy teren dolutu nie jest dostatecznie dokładnie znany,
- czasu celowania i kierowania pociskiem, czyli wystawienia śmigłowca na ogień nieprzyjacielski,
- wrażliwości konstrukcji śmigłowca na ostrzelanie.

Pierwsza generacja śmigłowców przeciwpancernych powstała w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych. Były to śmigłowce wielozadaniowe, które uzbrojono w pociski przeciwpancerne. Wkrótce jednak stwierdzono, że śmigłowiec przeciwpancerny powinien spełniać specjalne wymagania:

- przy dużym ładunku bojowym powinien rozwijać dużą prędkość, co m.in. można uzyskać przy dużej smukłości kadłuba i umieszczeniu dwuosobowej załogi w układzie schodkowym jeden za drugim,
- do precyzyjnego sterowania pociskami niezbędna jest dobra stateczność śmigłowca,
- konieczne jest opancerzenie kabiny załogi, silnika, układu paliwowego i amunicji oraz zabezpieczenie się przed skutkami uszkodzenia mechanizmów sterowania,
- niezbędne jest stosowanie konstrukcji o małej wrażliwości na przestrzelenie.

Istnieje wiele sposobów zmniejszenia wrażliwości śmigłowca na ostrzał. Ze względu na ciężar możliwość stoso-



Rys. 2. Śmigłowiec Mi-2



Rys. 3. Śmigłowiec Hughes H500MD Defender II



Rys. 1. Śmigłowiec SA-342 Gazelle

wania opancerzenia jest dość ograniczona. Dlatego pancierzem osłania się tylko najważniejsze zespoły, a kabina załogi ma szyby pancerne oprócz płyt stalowych. Stosowanie zwartości konstrukcji elementów szczególnie wrażliwych pozwala na stosowanie osłony pancernej dla kilku elementów równocześnie. Stosowanie możliwie najmniejszych przekrojów i powierzchni części o dużej wrażliwości — zmniejsza prawdopodobieństwo trafienia w nie. Elektryczne i hydrauliczne układy sterowania nie mogą być opancerzone ze względu na ich duże długości, wobec tego stosuje się ich dublowanie i prowadzenie różnymi drogami. Dużą wagę przywiązuje się do ograniczenia emisji światła, ciepła i dźwięku, gdyż są to czynniki ułatwiające wykrycie śmigłowca przez nieprzyjaciela. Szczególnie dużą uwagę zwraca się na osłony za dyszami wylotowymi silników ograniczające emisję promieniowania podczerwonego. Ograniczenia ciężarowe utrudniają stosowanie urządzeń do zaburzania elektronicznego (utrudniającego naprowadzenie na śmigłowca pocisków sterowanych na podczerwień). Tylko nieliczne śmigłowce je otrzymały. Zastosowanie specjalnej konstrukcji łopatek wirnika nośnego zmniejsza ich wrażliwość na przestrzelenie.

Uzbrojenie i wyposażenie śmigłowców szturmowych

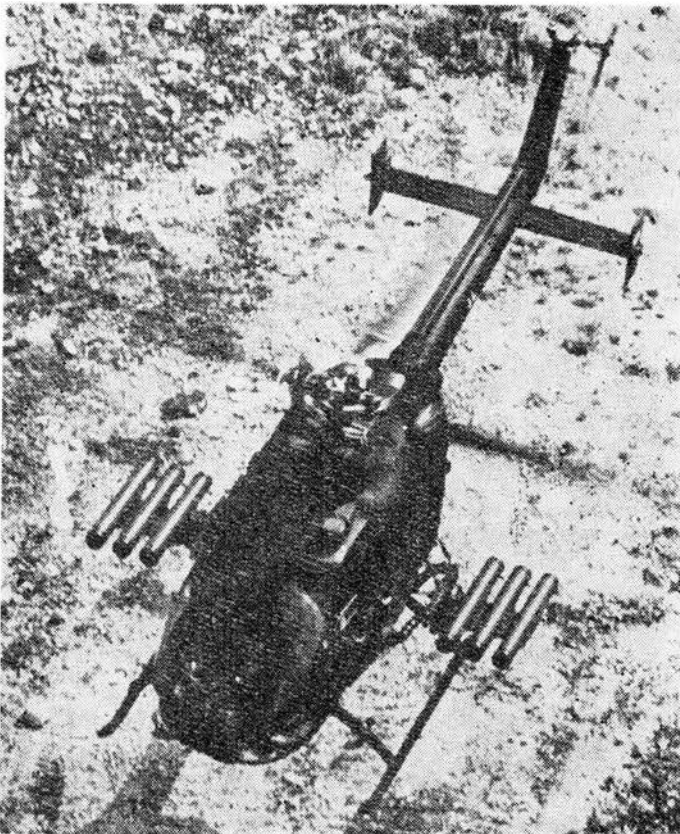
Pociski niekierowane okazały się mało użyteczną śmigłowcową bronią przeciw czołgom, zwłaszcza że wymagały odpalania z odległości 500÷800 m. Pierwsze pokolenie przeciwpancernych pocisków kierowanych (PPK) z kierowaniem przewodowym wymagało, aby strzelec przez cały czas kierowania pociskiem utrzymywał w celowniku zarówno pocisk, jak i cel. Do tego pokolenia najprostszych pocisków należały: francuski SS-11 (z 1962 r.), brytyjskie Swinfire (z 1970 r.) i Vigilant, szwedzki Bantam, czy zachodnioniemiecka Cobra. Pociski te były dość kłopotliwe w naprowadzaniu.



Rys. 5. Śmigłowiec Augusta AH-1G

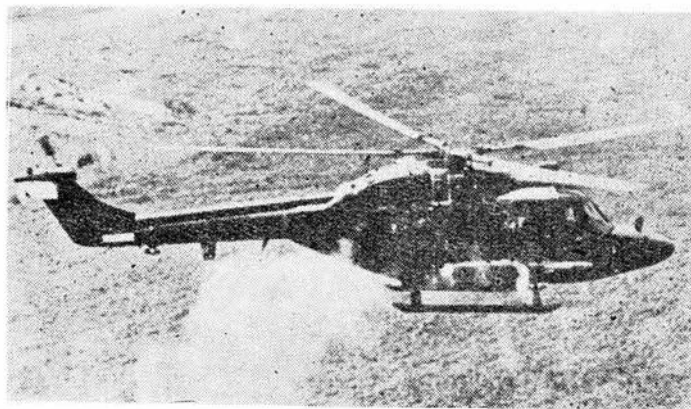


Rys. 6. Śmigłowiec Bell 206L TexasRanger



Rys. 4. Śmigłowiec Bo-105P (PAH-1)

Następną generację stanowią pociski naprowadzane przewodowo, lecz wymagające utrzymania w celowniku tylko celu. Jest to znacznie łatwiejsze dla strzelca. Pociski te na ogół są wyposażone w nadajnik promieniowania podczerwonego, które odbiera system kierowania pociskiem i samoczynnie wprowadza poprawkę, naprowadzając pocisk na właściwy tor lotu. Nadajnik na pocisku może być innego rodzaju, np. radiowy. Czas naprowadzania pocisku na odległość 3 km wynosi 13÷15 s. Pociskami tej generacji są pociski amerykańskie HOT, francusko-zachodnioniemieckie TOW i pociski radzieckie. Pojawiły się one w użyciu ok.



Rys. 7. Śmigłowiec Westland Lynx AH1



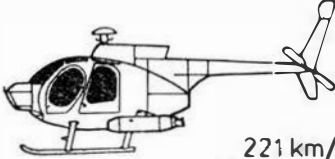
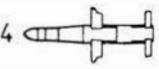
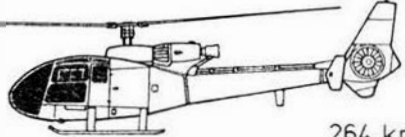



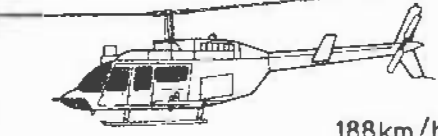
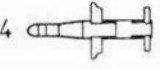




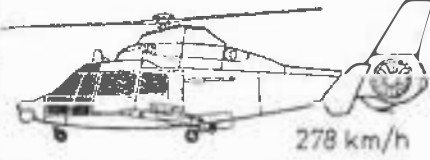

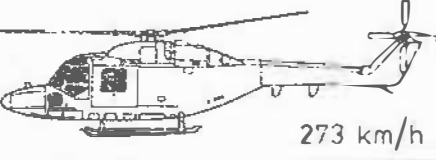

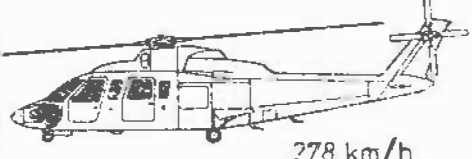

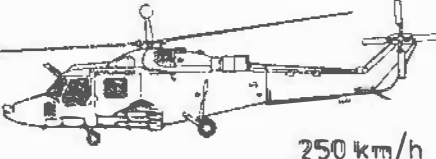

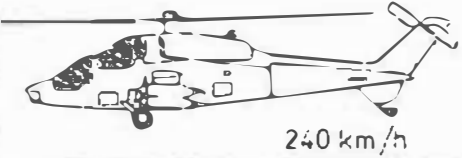
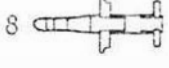


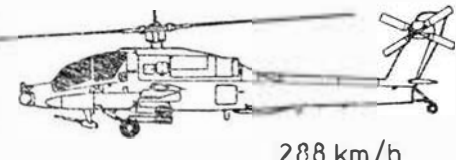
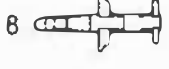

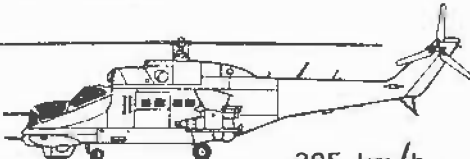

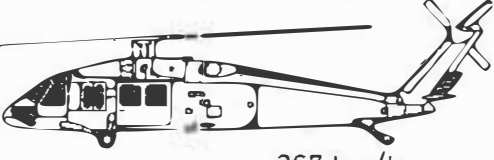
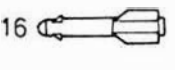
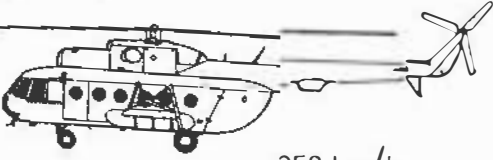

Rys. 8. Śmigłowiec SA 365M Dauphin. Fot.: A. Glass

1975 r., powodując powstanie śmigłowców przeciwpancernych.

Trzecia generacja pocisków zaczęła wchodzić do użycia na początku lat osiemdziesiątych. Reprezentują one koncepcję „odpal i zapomnij”. Są one kierowane telewizyjnie i laserowo lub samonaprowadzają się na podczerwień. Takie pociski stosują już zarówno USA (Hellfire), jak i ZSRR. Zastosowanie pocisków samonaprowadzających się pozwoli na uniknięcie kilkunastosekundowego zawisu, w czasie którego śmigłowca narażony jest na ostrzał pociskami przeciwlotniczymi nieprzyjaciela.

O ile na początku lat siedemdziesiątych średnia skuteczność rażenia wynosiła dla PPK 0,5 do 0,7, to na początku

Śmigłowce szturmowe

<p>HUGHES 500MD DEFENDER</p>  <p>221 km/h</p>	<p>USA</p> <p>4</p> 	<p>SA 342 M GAZELLE</p>  <p>264 km/h</p>	<p>FRANCJA</p> <p>4</p> 
<p>AGUSTA A-109A II</p>  <p>280 km/h</p>	<p>WŁOCHY</p> <p>4</p> 	<p>BELL 206L TEXASRANGER</p>  <p>188 km/h</p>	<p>USA</p> <p>4</p> 
<p>PZL MI-2</p>  <p>200 km/h</p>	<p>POLSKA</p> <p>4</p> 	<p>MBB BO-105 (PAH 1)</p>  <p>252 km/h</p>	<p>RFN</p> <p>6</p> 
<p>SA 365M DAUPHIN 2</p>  <p>278 km/h</p>	<p>FRANCJA</p> <p>8</p> 	<p>WESTLAND LYNX AH 1</p>  <p>273 km/h</p>	<p>Wk. BRYTANIA</p> <p>8</p> 
<p>SIKORSKY UH 76</p>  <p>278 km/h</p>	<p>USA</p> <p>16</p> 	<p>WESTLAND LYNX 3</p>  <p>250 km/h</p>	<p>Wk. BRYTANIA</p> <p>8</p> 
<p>AGUSTA A-129 MANGUSTA</p>  <p>240 km/h</p>	<p>WŁOCHY</p> <p>8</p> 	<p>BELL AH-1S HUEYCOBRA</p>  <p>227 km/h</p>	<p>USA</p> <p>8</p> 
<p>HUGHES AH-64 APACHE</p>  <p>288 km/h</p>	<p>USA</p> <p>8</p>  <p>(16)</p> 	<p>MIL MI-24D</p>  <p>295 km/h</p>	<p>ZSRR</p> <p>4</p> 
<p>SIKORSKY UH-60A BLACKHAWK</p>  <p>267 km/h</p>	<p>USA</p> <p>16</p> 	<p>MIL MI-8</p>  <p>250 km/h</p>	<p>ZSRR</p> <p>6</p> 

TABLICA. Śmigłowce szturmowe

Nazwa	I. lot prototypu	Rozpoczęcie produkcji	Wersja szturmowa	Średnica wirnika, m	Masa własna, kg	Masa startowa, kg	Zasięg maks., km	Wznoszenie, m/s
I. Wielozadaniowe przerobione na szturmowe								
Mi-8	1961	1965	1972	21,3	6 800	11 100	465	6,0
Mi-2	1961	1965	1976	14,5	2 400	3 350	170	4,5
UH-1H (Bell 206)	1963	1966	1980	8,0	900	1 360	390	8,6
Bell 206L Texastranger	1966	1967	1981	11,3	1 280	1 930	550	6,7
SA 342 Gazelle	1967	1971	1974	10,5	975	1 900	578	8,5
Bo-1051*	1967	1971	1980	9,8	1 913	2 400	460	7,5
Agusta A109AII	1971	1976	1981	11,0	1 790	2 600	550	8,2
Lynx AH-1	1971	1976	1977	12,8	3 070	4 535	540	8,0
UH-60A Black Hawk	1974	1978	1982	16,3	4 828	7 375	600	3,5
UH-76 (S-76)	1977	1979	1984	13,4	2 545	4 670	750	6,9
SA365M Dauphin	1979	1981	1984	11,9	2 300	4 100	900	6,5
II. Projektowane jako szturmowe								
Bell AH-1G HueyCobra	1965	1967*)	—	13,4	2 750	4 260	570	6,2
Bell AH-1S HueyCobra	1979	1981	—	13,4	2 993	4 535	500	8,2
Mi-24D	1972	1974	—	16,7	8 400	11 000	750	12,5
AH-64 Apache	1975	1982	—	14,6	4 996	6 660	578	12,0
Agusta A129 Mangusta	1983	1986	—	11,9	2 530	3 700	730	10,6
Lynx 3	1984	1986	—	12,8	3 900	5 440	670	10,0

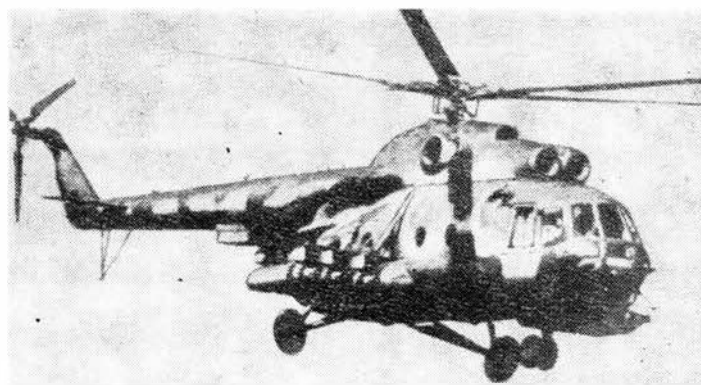
Uwaga: prędkość przelotowa podana jest na rys. 18 obok uzbrojenia, *) ule przeciwpancerny

lat osiemdziesiątych osiągnęła 0,9. Oznacza to, że 15 lat temu do zniszczenia czołgu trzeba było użyć dwóch pocisków, zaś dziś wystarczy jeden.

Do kierowania pociskami służą celowniki i układy zdalnego naprowadzania i samonaprowadzania. Podstawowym typem celownika stał się żyroskopowo stabilizowany celownik optyczny. Przy trzeciej generacji PPK zastosowano żyroskopowo stabilizowany celownik laserowy. Jedną z metod naprowadzania jest oświetlenie celu wiązką laserową, zaś pocisk jest samonaprowadzany na tak oświetlony cel. Dla uniezależnienia możliwości użycia śmigłowców przeciwpancernych od widzialności, czyli od pogody lub pory dnia, zaczyna się stosować na śmigłowcach celowniki noktowizyjne, czyli na podczerwień. Ich amerykańskie oznaczenie to FLIR (Forward-looking infra-red). Przeważnie montowane są na niewysokim maszcie nad głowicą wirnika nośnego i mają kształt kuli. Są również umieszczane na kadłubie — nad kabiną lub w dziobie kadłuba jak inne celowniki.

PPK to nie jest jednak jedyne uzbrojenie śmigłowców szturmowych. Śmigłowce te przeważnie mają obok PPK niekierowane pociski raketowe. Mogą to być pociski do atakowania celów naziemnych, lecz coraz częściej są to pociski lotnicze przeznaczone do obrony przed samolotami i śmigłowcami. Dodatkowym uzbrojeniem do zwalczania celów naziemnych jest broń maszynowa. Na lekkich śmigłowcach jest to z reguły k.m. 7,62 mm (ze względu na ograniczoną masę śmigłowca) w zdalnie sterowanej wysuwanej wieżyczce. W śmigłowcach średniej wielkości broń może być obsługiwana bezpośrednio przez strzelca. W śmigłowcach ciężkich i średnich stosowane są działka, przeważnie kalibru 20 mm i k.m. 12,7 mm — zazwyczaj zamocowane na stałe w przodzie kadłuba lub w podwieszonych pojemnikach. Śmigłowce szturmowe mogą mieć również granatniki do zwalczania pojazdów i innych celów naziemnych.

W rozwoju śmigłowców szturmowych dużą rolę odgrywa awionika (elektronika lotnicza) i optronika (optyczne urządzenia elektroniczne, w tym laserowe). Obejmują one nie



Rys. 10. Śmigłowiec Mil Mi-8

tylko urządzenia celownicze, lecz także nawigacyjne. Termiczno-radarowy (dopplerowski) system wykrywania przeszkód i śledzenia powierzchni ziemi pozwala na wykonywanie lotu koszącego w nocy lub przy złej pogodzie. Jest on zastosowany np. na śmigłowcu AH-64. Bezwładnościowy i numeryczny system nawigacyjny żyroskopowo-laserowy ułatwia pilotaż i pozwala na dobrą stateczność w zawisie. W celu zabezpieczenia przed wykryciem przez nieprzyjaciela śmigłowiec bywa wyposażony w ostrzegawczy odbiornik radarowy, urządzenia zaburzające radarowe i na podczerwień, wykrywacz promieni laserowych oraz układ tłumienia promieniowania podczerwonego i ciepłego silników. Oczywiście ilość (czyli masa) zabieranego wyposażenia zależy od masy startowej śmigłowca. W śmigłowcach małych wyposażenie jest dość skromne, w największych — bardzo bogate.

Przegląd typów śmigłowców

Gdy po raz pierwszy śmigłowce znajdowały zastosowanie bojowe, mówiono: wystarczy śmigłowiec cywilny pomalować na zielono, żeby mieć śmigłowiec wojskowy. Były to bowiem śmigłowce wielozadaniowe, które otrzymywały przede wszystkim broń maszynową i służyły do walk przeciwpartyzanckich np. w Wietnamie.

Gdy w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych próby ze śmigłowcowymi przeciwpancernymi pociskami kierowanymi przewodowo dały zadowalające wyniki, zaczęto znajdujące się w produkcji śmigłowce wielozadaniowe uzbrajać w PPK, wyposażając je w odpowiednie celowniki. Ze względu na szybkość i taniość tego rozwiązania uczyniono tak w ostatnim dziesięcioleciu w wielu krajach. W ten sposób powstała pierwsza generacja śmigłowców szturmowych.

Do tej generacji należą zarówno śmigłowce lekkie, jak Hughes 500 i Gazelle o masie własnej poniżej 1000 kg, śmigłowce średnie o masie własnej do 3000 kg (a całkowitej do ok. 4600 kg) oraz śmigłowce ciężkie o masie własnej rzędu 5000÷7000 kg i całkowitej do 11 000 kg. Te os-



Rys. 9. Śmigłowiec Sikorsky UH-76. Fot.: A. Ciass



Rys. 11. Śmigłowiec Sikorsky UH-60A Black Hawk. Fot. A. Glass



Rys. 12. Śmigłowiec Bell AH-1S HueyCobra



Rys. 13. Śmigłowiec Mil Mi-24D. Fot. WAF

tatnie są uzbrojonymi śmigłowcami transportowymi. Większość z tych śmigłowców osiąga prędkość 200-250 km/h. Jest to prędkość z uzbrojeniem rakietowym, która jest dość bliska prędkości przelotowej bez uzbrojenia. Wznoszenie dla większości z tych śmigłowców wynosi 6-8 m/s. Większość z nich ma zasięg 400-600 km. Choć śmigłowce te nie reprezentują szczytu możliwości technicznych w kategorii śmigłowców szturmowych, jednak ze względów finansowych (niski koszt) oraz możliwości produkcyjnej (produkcja ich jest rozwinięta na dużą skalę) dla większości krajów stanowią realną i szybką możliwość wyposażenia swego lotnictwa sił lądowych w śmigłowce szturmowe. Dlatego większość z nich powstała i weszła do produkcji po 1980 r., a obecnie wchodzi do użycia. Dotyczy to zarówno śmigłowców amerykańskich przeznaczonych na eksport (Hughes 500, TexasRanger i UH-76 z 1984 r.), jak i zachodnioeuropejskich (Bo-105 P, których zbudowano 212 szt., Agusta A-109A, czy SA365M Dauphin 2 z 1984 r.). Osobną pozycję stanowi tu amerykański wielozadaniowy śmigłowiec transportowy UH-60A Black Hawk, który od 1982 r. ma również wersję uzbrojoną w rakiety przeciwpancerne. UH-60A należy uznać za odpowiednik istniejącej od 12 lat szturmowej wersji śmigłowca Mi-8. Te dwa uzbrojone śmigłowce

transportowe tworzą odrębną podgrupę śmigłowców szturmowo-desantowych.

Pierwszy śmigłowiec zaprojektowany jako szturmowy powstał w 1965 r. Był to Bell AH-1G HueyCobra. Do produkcji wszedł on w 1967 r. i był używany do zadań przeciwpartyzanckich. Jednakże dopiero w 1975 r. część śmigłowców tego typu uzbrojono w pociski przeciwpancerne; po przeróbce otrzymały oznaczenie AH-1Q. Od 1981 r. produkowana jest przeciwpancerna odmiana tego śmigłowca oznaczona AH-1S. Śmigłowców AH-1S zbudowano 815 sztuk. Na tym przykładzie widać, że dopiero odpowiednie PPK uczyniły z tego śmigłowca w ciągu 15 lat po oblocie prototypu śmigłowiec przeciwpancerny.



Rys. 14. Śmigłowiec Hughes AH-64 Apache



Rys. 15. AH-64 Apache widok z przodu

Drugim śmigłowcem przeciwpancernym był radziecki Mi-24 z 1972 r., który jest szturmowo-desantowy. Pierwsze jego wersje miały kabinę załogi z miejscami obok siebie, późniejsze z miejscami ustawionymi schodkowo — jedno za drugim. Śmigłowiec ten może zabierać 8-osobową drużynę desantową. Duża moc jego silników powoduje jego wysokie osiągi.

Dla wykorzystania pełnych możliwości wyposażenia awionicznego i optronicznego oraz zrealizowania koncepcji śmigłowca specjalnie zaprojektowanego do działań przeciwpancernych został zbudowany amerykański śmigłowiec Hughes AH-64 Apache. Śmigłowiec ten ma dość dużą masę i wysokie osiągi. Choć jego prototyp wykonał pierwszy lot w 1975 r., próby śmigłowca i wyposażenia zajęły tyle czasu, że do produkcji wszedł dopiero w 1982 r. Cena seryjnego AH-64 wynosi 12,5 mln dol. W 1982 r. zbudowano 11 AH-64, w 1983 r. — 48, w 1984 r. — 112, w latach 1985 i 1986 będzie budowane po 144 szt., a w 1987 r. — 56. Do

1988 r. ma być zbudowane 515 AH-64. Następne zamówienie na AH-64 ma wynosić 571 szt. i ma być zrealizowane do 1993 r. Podobnej klasy śmigłowiec powstał również w ZSRR.

pozytywne wyniki uzyskane przez te pierwsze śmigłowce zaprojektowane do celów szturmowych zachęciły państwa zachodnioeuropejskie do podjęcia prac na tym polu. We Włoszech został zbudowany średniej wielkości śmigłowiec przeciwpancerny Augusta A129 Mangusta, oblatany w 1983 r. Dostawy tego śmigłowca mają się rozpocząć w 1986 r. Armia włoska zamówiła 67 A129. W Wlk. Brytanii do celów szturmowych zbudowano w 1984 r. śmigłowiec Lynx 3, który nie ma kabiny schodkowej i ma kadłub o tradycyjnych kształtach dla śmigłowców wielozadaniowych, lecz jego wyposażenie, uzbrojenie i osiągi są niemal takie jak śmigłowców szturmowych.

Francja i RFN podjęły w 1984 r. decyzję budowy śmigłowca szturmowego, który nosi oznaczenie zachodnioniemieckie PAH-2 i francuskie HAC. Śmigłowiec ten wyglądem bardzo przypomina śmigłowiec A129. Jego masa całkowita ma być nieznacznie większa, gdyż ma wynosić 4200 kg. Francja zamierza zamówić 120 tych śmigłowców, zaś RFN 212.

Choć zadania stawiane przed śmigłowcami szturmowymi są poważne, jednak wszystko wskazuje na to, że możliwości finansowe poszczególnych krajów są dość ograniczone i dlatego przyrost liczby tych śmigłowców jest niezbyt szybki. Jest to zapewne też przyczyną zbytu jaki mają śmigłowce pierwszej generacji.

Oczywiście ta sytuacja stawia przed dowództwami odwieczny dylemat: czy lepiej mieć dużą liczbę tańszych, lecz

mniej doskonałych środków ataku (czyli śmigłowców szturmowych pierwszej generacji), czy znacznie mniejszą liczbę, lecz skuteczniejszych (czyli śmigłowców szturmowych drugiej generacji). Istnieje zawsze możliwość poszukiwania złotego środka między rozwiązaniami skrajnymi. Istnieje też taka możliwość, że rozwój pocisków kierowanych i celowników będzie tak decydującym czynnikiem w ocenie wartości śmigłowca szturmowego, że sprawa doskonałości samego śmigłowca będzie drugorzędna i korzystniej będzie mieć możliwie dużo śmigłowców, zwłaszcza że liczba czołgów, którą dysponują armie jest bardzo duża. Interesujące byłoby określenie ile czołgów potrafi unieruchomić jeden śmigłowiec. Punktem wyjścia jest liczba zabieranych PPK oraz liczba lotów bojowych, które może wykonać jeden śmigłowiec przeciw temu samemu zgrupowaniu czołgów. Lecz jest to już problem dla specjalistów od taktyki użycia lotnictwa.



Rys. 17. Śmigłowiec Westland Lynx 3



Rys. 16. Śmigłowiec Augusta A129 Mangusta. Fot. A. Glass

LITERATURA

1. S. BROSELIN: Les hélicoptères de combat Terrestre. *Aviation Magazine*, 1983, nr 862, s. 26+35
2. E. FRANCESCONI: Antitank helicopter. *Ground Defence International*, 1980, nr 6, s. 38+45
3. J. W. R. TAYLOR: *Jane's All the World Aircraft 1983+1984*, London 1983
4. Indians from Arizona. *Air International*, 1984, May, s. 224+228. 248+250
5. Hind — Overpowering or Overrated? *Air International*, 1984, May, s. 229+232. 251+253
6. W. WASKOWSKI: Śmigłowce szturmowe — zadania i wymagania. *TLiA*, 1976, nr 10, s. 5+8
7. W. WASKOWSKI: Rozwój śmigłowców szturmowych. *TLiA*, 1976, nr 11, s. 5+8

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania układ chłodzenia hamulca samolotu z chowanym podwoziem (autorzy: G. Szelaż i A. Derkaczew). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania układu o prostej konstrukcji, dużej niezawodności chłodzenia i niewielkiej masie. Układ jest szczególnie przydatny w samolotach szkolno-treningowych.

Układ wg wynalazku charakteryzuje się tym, że ma kanał 2 doprowadzony jednym końcem w pobliże schowanego podczas lotu samolotu podwozia 1 z hamulcem 3, a drugim końcem wyprowadzony na ze-

wnąrz płatowca, albo usytuowany we wlocie lub wylocie silnika samolotu, a ponadto tym, że tarcze cierne 4 hamulca 3 mają promieniowe kanały wentylacyjne.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 10/1983 r., w klasie B 64 C, pod nr P.233589.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zgłosił do ochrony wzór użytkowy na przyrząd do pomiaru szerokości szczeliny dylatacyjnej nawierzchni lotniskowej. Przyrząd zawiera czujnik zegarowy oraz dwie szczęki pomiarowe: stałą i ruchomą.

Opis wzoru podano w BUP nr 6/1983 r., w klasie G 01 B, pod nr W.68628.

● Polmo FSO Zakład Sprężyn Motoryzacyjnych zgłosił do opatentowania urządzenie do badań zmęczeniowych sprężyn naciskowych, naciągowych walcowych i stożkowych na jednej aparaturze.

Wynalazek, chroniony dwoma zastrzeżeniami, opisano w BUP nr 17/1982 r., w klasie G 01 N, pod nr P. 233476 T.

● Przedsiębiorstwo Unitra-Unitech w Warszawie zgłosiło do opatentowania urządzenie rozruchowo-regulacyjne, zwłaszcza

do silników z zapłonem iskrowym. W czasie jednego otwarcia przerywacza, urządzenie wytwarza na świecy kilkadziesiąt wyładowań, wystarczających do zapalenia mieszanki paliwowej przy niskich temperaturach.

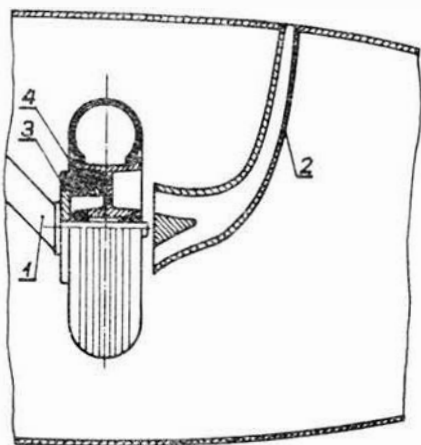
Wynalazek, chroniony czterema zastrzeżeniami, opisano w BUP nr 20/1982 r., w klasie F 02 N, pod nr P.235575.

● Dowództwo Wojsk Lotniczych w Poznaniu zgłosiło do opatentowania metodę impregnacji betonów cementowych, zwłaszcza w nawierzchniach drogowo-lotniskowych (autorzy: J. Bil, R. Filar i S. Koziet).

Wynalazek, zwiększający trwałość nawierzchni lotniskowych, chroniony jednym zastrzeżeniem, opisano w BUP nr 22/1982 r., w klasie C 04 B, pod nr P.233800 T.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania układ do pomiaru wydatku masowego materiałów sypkich i/lub ziarnistych wysiewanych ze statku powietrznego, zwłaszcza przez rozrzutnik odśrodkowy (autorzy: E. Margański i M. Kopacz).

Wynalazek, chroniony dwoma zastrzeżeniami, opisano w BUP nr 22/1982 r., w klasie G 01 F, pod nr P.234445 T.



Rozwój pęknięć zmęczeniowych w lotniczych konstrukcjach powłokowych z duralu

Dr inż. WITOLD BŁAŻEWICZ

OZNACZENIA

a — długość pęknięcia,
 b — połowa szerokości rozpatrywanego elementu (z pęknięciem rozwijającym się od karbu środkowego),
 K_r — współczynnik intensywności naprężeń zależny od amplitudy i naprężeń maksymalnych [5],
 $K_{r \max}$ — maksymalna wartość współczynnika K_r podczas już zrealizowanych cykli obciążeń,
 n — liczba cykli obciążeń,
 N — liczba okresów obciążeń programowanych lub liczba lotów,
 σ_a — amplituda naprężeń, w MPa (1 kG/mm² = 9,81 MPa),
 σ_m — naprężenia średnie, w MPa (1 kG/mm² = 9,81 MPa),
 σ_{\max} — naprężenie maksymalne, w MPa (1 kG/mm² = 9,81 MPa),
 R_e — współczynnik retardacji (≤ 1),
 A, a — wartości stałe w zależności: $\frac{da}{dn} AK_r^2$

B, β — wartości stałe w zależności:

$$R_e = \frac{K_{r \max}}{B} - \beta \cdot \left(\frac{K_{r \max}}{K_{ri}} - 1 \right).$$

Podczas eksploatacji konstrukcja płatowca jest poddana działaniu obciążeń o stochastycznej sekwencji, które po zsumowaniu w spektrum obciążeń zawierają bardzo mało obciążeń dużych i dużo obciążeń małych. Dla takich warunków pracy konstrukcji, stosowana dotychczas najczęściej reguła liniowej kumulacji Palmgrena-Minera daje wyniki analiz konstrukcji z rozwijającym się pęknięciem bardzo odległe od wyników doświadczeń [1]. Inne znane metody obliczania rozwoju pęknięć zmęczeniowych pod obciążeniami o zmiennych wartościach [10] dają również niezadowalające rezultaty. Można więc stwierdzić, że brak jest obliczeniowych możliwości analizy rozwoju pęknięć zmęczeniowych podczas działania obciążeń eksploatacyjnych. Artykuł uzupełnia tę lukę.

Konstrukcja powłokowa z istniejącym pęknięciem, rozwijającym się pod działaniem kolejno napotykanymi obciążeniami, ma stale malejącą wytrzymałość, której spadek jest zdeterminowany kolejno osiąganymi długościami pęknięcia (wytrzymałość konstrukcji z pęknięciem). Coraz mniejsze, a więc coraz częściej występujące, obciążenia mogą zniszczyć rozpatrywaną konstrukcję.

Prawdopodobieństwo zniszczenia uszkodzonej zmęczeniowo struktury można określić, obliczając iloczyn prawdopodobieństwa wystąpienia (osiągnięcia) określonej długości pęknięcia i prawdopodobieństwa napotkania obciążenia niszczonego konstrukcję z tym pęknięciem. Po raz pierwszy taki sposób rozumowania w zastosowaniu do konstrukcji fail safe przedstawił B. Lundberg i S. Eggwertz [2]. Niezbędnym elementem do praktycznego zastosowania podanych tam metod analizy zapewniającej wymagany poziom bezpieczeństwa konstrukcji jest określenie przebiegu rozwoju pęknięcia w czasie eksploatacji. Stąd bardzo duży nacisk na zbieranie informacji o charakterze tych zależności dla typowych konstrukcji lotniczych.

Konstrukcja powłokowa we wszystkich swoich odmianach wykonawczych (nitowana, klejona czy też integralna) jest konstrukcją o stosunkowo długim okresie pracy z rozwijającym się pęknięciem zmęczeniowym. Obciążeniem takiej konstrukcji jest zwykle jednoosiowe rozciąganie lub ściskanie z nałożonym na ten stan ścinaniem, którego naprężenia normalne w niewielkim stopniu zmieniają wartość i kierunek stanu jednoosiowego obciążenia i powodują dodatkowe naprężenia prostopadłe.

N. J. I. Adams w [3], mimo szeroko omówionych przesłanek teoretycznych uzasadniających liczącą się wpływ naprężeń równoległych do płaszczyzny pęknięcia zmęczeniowego na prędkość jego rozwoju, nie potwierdza tych przesłanek. Wydaje się, że można z dużą dokładnością o-

kreślić rozwój pęknięcia, pomijając naprężenia ścinające występujące w powłoce konstrukcji płatowca.

Tak więc pierwszym przybliżeniem takiej konstrukcji i jej obciążeń, zupełnie wystarczającym do wstępnych analiz [4], jest płaska próbka poddana osiowemu rozciąganiu (taka, jaką zwykle przyjmuje się do badań prędkości rozwoju pęknięcia zmęczeniowego).

Dotychczasowe badania pozwoliły na zgromadzenie pewnej liczby obserwacji dotyczących zachowania się pęknięcia podczas rozwoju pod działaniem zmiennych amplitud obciążeń. Obserwacje takie, zawarte m.in. w [1] i [4], pozwalają wymienić czynniki wpływające na prędkość rozwoju pęknięcia zmęczeniowego w najbardziej ogólnych warunkach realizacji obciążeń:

- materiał i kształt konstrukcji,
- konfiguracja pęknięcia i jego długość,
- sposób obciążania i wartości obciążenia (np. σ_a , σ_{\max}),
- maksymalna i minimalna wartość amplitud naprężeń w procesie obciążania,
- kolejność występowania cykli o różnych wartościach,
- temperatura i skład chemiczny otoczenia,

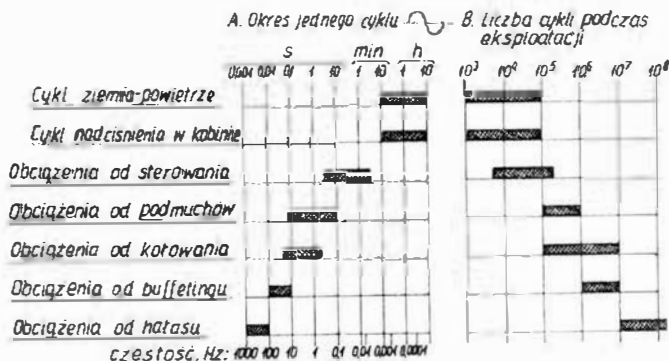
oraz, w mniejszym stopniu, częstość realizacji obciążeń i wiele innych czynników.

Biorąc pod uwagę te czynniki, szczególnie w przypadku skomplikowanych i wieloskładnikowych obciążeń zmęczeniowych działających na rozważany obiekt, można próbować dokładnie określić prędkość rozwoju pęknięcia, wyłącznie w oparciu o bardzo utrudnione teoretyczne rozważania. Dotychczas autor nie zetknął się z takim opracowaniem, które pomogłoby w praktycznej analizie obliczeniowej pracy konstrukcji z pęknięciem.

Na rys. 1 pokazano jakościową charakterystykę obciążeń zmęczeniowych samolotów [12]. Można pominąć obciążenia od hałasu (o częstości akustycznej, wywołane strumieniem gazów wylotowych silników odrzutowych) i od drgań typu buffeting, pozostaje jednak zakres źródeł obciążeń utrudniający analizę obciążeń zmęczeniowych jako statystyczną kontynuację pomierzonych obciążeń jakiegoś odcinka eksploatacji. Zwykle dlatego wprowadza się tzw. obciążenia odwzorowujące lot. Realizuje się obciążenia dla jednego średniego lotu lub kilku ich rodzajów, przykładając po pewnych grupach obciążeń w locie (od podmuchów i od sterowania) cykl ziemia-powietrze i obciążenia od kołowania. Obciążenia w locie mogą być realizowane stochastycznie lub ułożone wg ustalonego programu w bloki o stałej amplitudzie. Zrealizowane np. [12] badania prowadzono przy założeniu 10 rodzajów lotów o licznosci od 1 do 3165 w pełnym zakresie obciążeń wynoszących 5000 lotów. Jeden lot zawierał 40 cykli obciążeń od podmuchów.

Analityczny opis rozwoju pęknięcia zmęczeniowego podczas obciążeń eksploatacyjnych

Podczas obciążeń o stałej amplitudzie i wartości średnich naprężeń, rozwój pęknięcia zmęczeniowego opisuje bardzo wiele zależności zbudowanych w oparciu o współczynnik



Rys. 1. Obciążenia zmęczeniowe samolotu

intensywności naprężeń, podanych przez poszczególnych badaczy dla różnych materiałów. W większości przypadków nie wystarcza jeden parametr opisujący naprężenia. Dla określenia prędkości rozwoju pęknięcia przy różnych naprężeniach średnich i różnych amplitudach, w analitycznym opisie tej prędkości trzeba uwzględnić wartości obu naprężeń. Jednym z wielu sposobów takiego opisu była podana w [5] koncepcja zredukowanego współczynnika intensywności naprężeń:

$$K_r = f(\sigma_a, \sigma_{\max}, \alpha)$$

który po podstawieniu w miejsce K (przedtem K_{\max}) do oryginalnej zależności Parisa dawał zadowalające rezultaty dla kilku postaci funkcji f . W artykule wykorzystano zależność:

$$K_r = \sigma_a^{2/3} \sigma_{\max}^{1/3} \sqrt{a} c \quad (1)$$

która dla pęknięcia symetrycznego w jednoosiowym stanie naprężeń (stała c) przybiera postać:

$$K_r = \sigma_a^{2/3} \sigma_{\max}^{1/3} \sqrt{2btg \frac{\pi a}{2b}} \quad (1')$$

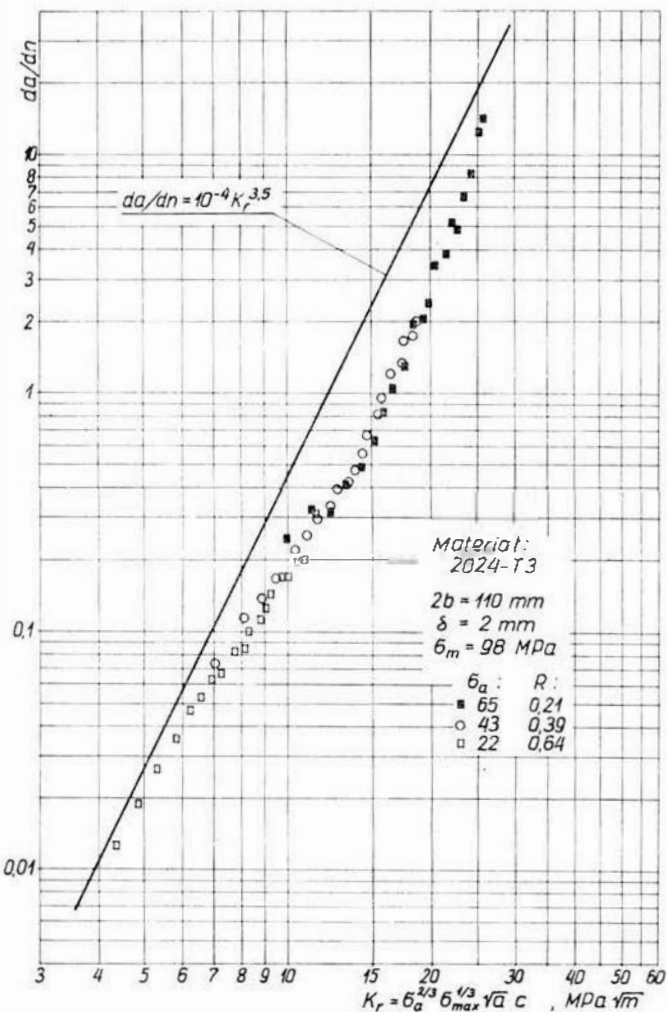
Po podstawieniu do zależności na prędkość rozwoju pęknięcia zmęczeniowego:

$$\frac{da}{dn} = AK_r^\alpha \quad (2)$$

stałe A i α wyznaczono na podstawie porównania z wynikami doświadczeń podanymi w [1, 6, 7]. Dla zmian prędkości rozwoju pęknięcia i współczynnika intensywności naprężeń zgodnych z użytymi na rys. 2, stałe wynoszą: $A = 10^{-4}$ i $\alpha = 3,5$.

Dla przyjętych stałych równanie (2) można wykorzystać do obliczenia najpierw przyrostu, a potem długości całkowitej pęknięcia w zależności od liczby cykli działającego obciążenia:

$$a_i = a_{i-1} + \left(\frac{da}{dn}\right)_i \Delta n_i \quad (3)$$



Rys. 2. Prędkość rozwoju pęknięcia w funkcji K_r , wartości A i α , wyniki badań z [1]

gdzie:

- a_{i-1} — długość pęknięcia po liczbie cykli $(n_i - \Delta n_i)$,
 - a_i — długość pęknięcia po liczbie cykli n_i ,
 - Δn_i — przyjęty do obliczeń krok liczby cykli obciążeń.
- Porównanie obliczonej długości pęknięcia zmęczeniowego $a = f(n)$ z wynikami doświadczalnymi pokazuje rys. 3.

Uznano, że przyjęty opis dla obciążeń o stałych parametrach obciążenia jest wystarczająco zbliżony do przebiegów otrzymanych doświadczalnie, aby można było posłużyć się nim w dalszych obliczeniach.

Dotychczasowe badania rozwoju pęknięć pod działaniem obciążeń o zmiennych parametrach pozwoliły zaobserwować kilka powtarzających się zjawisk:

— obciążenia większe następujące po mniejszych powodują rozwój pęknięcia z prędkością bliską określonej dla danego obciążenia przy próbie o stałych parametrach obciążeń,

— odwrotna kolejność realizowania obciążeń zmniejsza prędkość rozwoju pęknięcia w porównaniu z uzyskaną pod uziarnianiem obciążeń o stałych parametrach.

Główną przyczyną tego zmniejszenia, wg [8], jest zaciskanie się pęknięcia zmęczeniowego. Jego istnienie i znaczenie, kwestionowane początkowo po odkryciu Elbera, obecnie jest dostrzegane przez większość autorów [9].

Pomiary wykształceń w otoczeniu pęknięcia zmęczeniowego, podane m.in. w [1], wskazują na wyraźne różnice w rozkładach nacisków wzdłuż powierzchni rozwijającego się pęknięcia dla różnych sposobów obciążania. Zdaniem autora opóźniające działanie dużych obciążeń polega na wytworzeniu przez nie ściskania w obszarze materiału przed czołem pęknięcia w wyniku wprowadzenia tam dużych odkształceń plastycznych. Ściskanie to powoduje stopniowe zaciskanie pęknięcia rozwijającego się pod działaniem małych obciążeń. Zaciskanie zmniejsza szybkość rozwoju, a przy dużych różnicach między rozpatrywanymi obciążeniami może doprowadzić do praktycznego zatrzymania się dalszego rozwoju pęknięcia. Uwolnienie się od wpływu zaciskania wymagałoby wprowadzenia w kolejnych cyklach obciążeń odkształceń plastycznych o równych lub większych wartościach i obszarze od wprowadzonych uprzednio. Można założyć, że wprowadzane odkształcenie plastyczne materiału w obszarze czoła pęknięcia jest proporcjonalne do wprowadzonego zredukowanego współczynnika intensywności naprężeń.

W oparciu o powyższe spostrzeżenia i uwagi, założono następującą teorię rozwoju pęknięcia pod działaniem obciążeń eksploatacyjnych:

— prędkość rozwoju pęknięcia zmęczeniowego pod działaniem kolejnych obciążeń jest równa prędkości przy stałej amplitudzie, jeżeli zredukowany współczynnik intensywności naprężeń dla rozpatrywanego obciążenia jest równy lub większy od maksymalnego w dotychczasowym obciążeniu,

— jeżeli kolejne obciążenie daje zredukowany współczynnik intensywności naprężeń mniejszy od dotychczasowego maksymalnego, to prędkość rozwoju pod tym obciążeniem jest zmniejszona zależnie od różnicy zredukowanych współczynników naprężeń: rozpatrywanego i dotychczasowego maksymalnego.

Prędkość rozwoju pęknięcia zmęczeniowego podczas obciążeń o zmiennych parametrach opisuje więc zależność (wg przyjętej teorii):

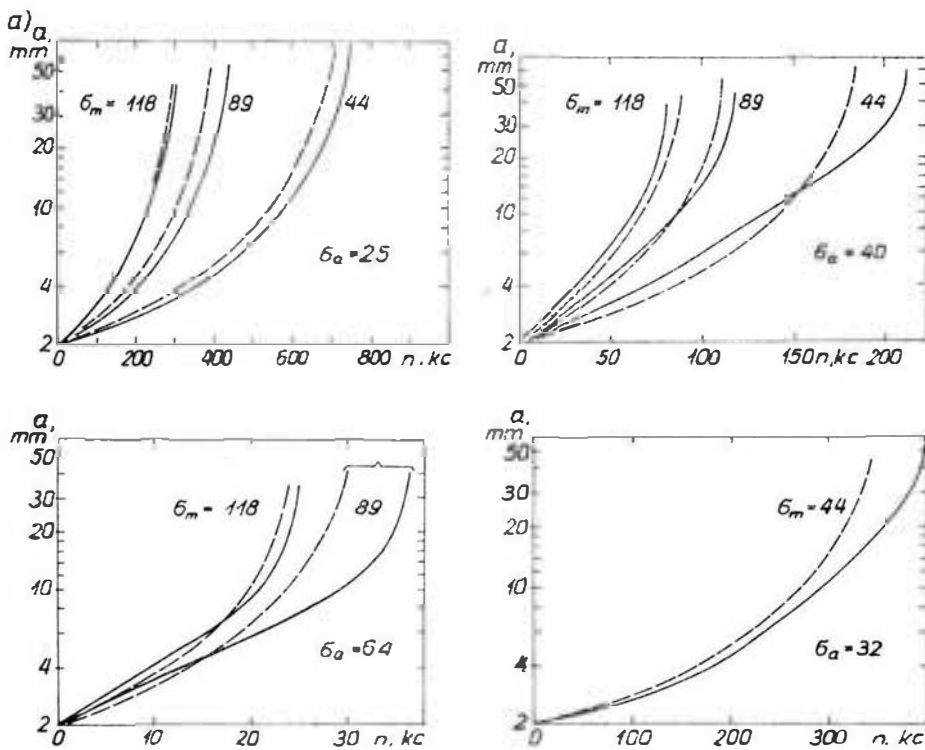
$$\frac{da}{dn} = A (K_r)^\alpha R_e \quad (2')$$

gdzie współczynnik retardacji R_e powinien spełnić warunki:

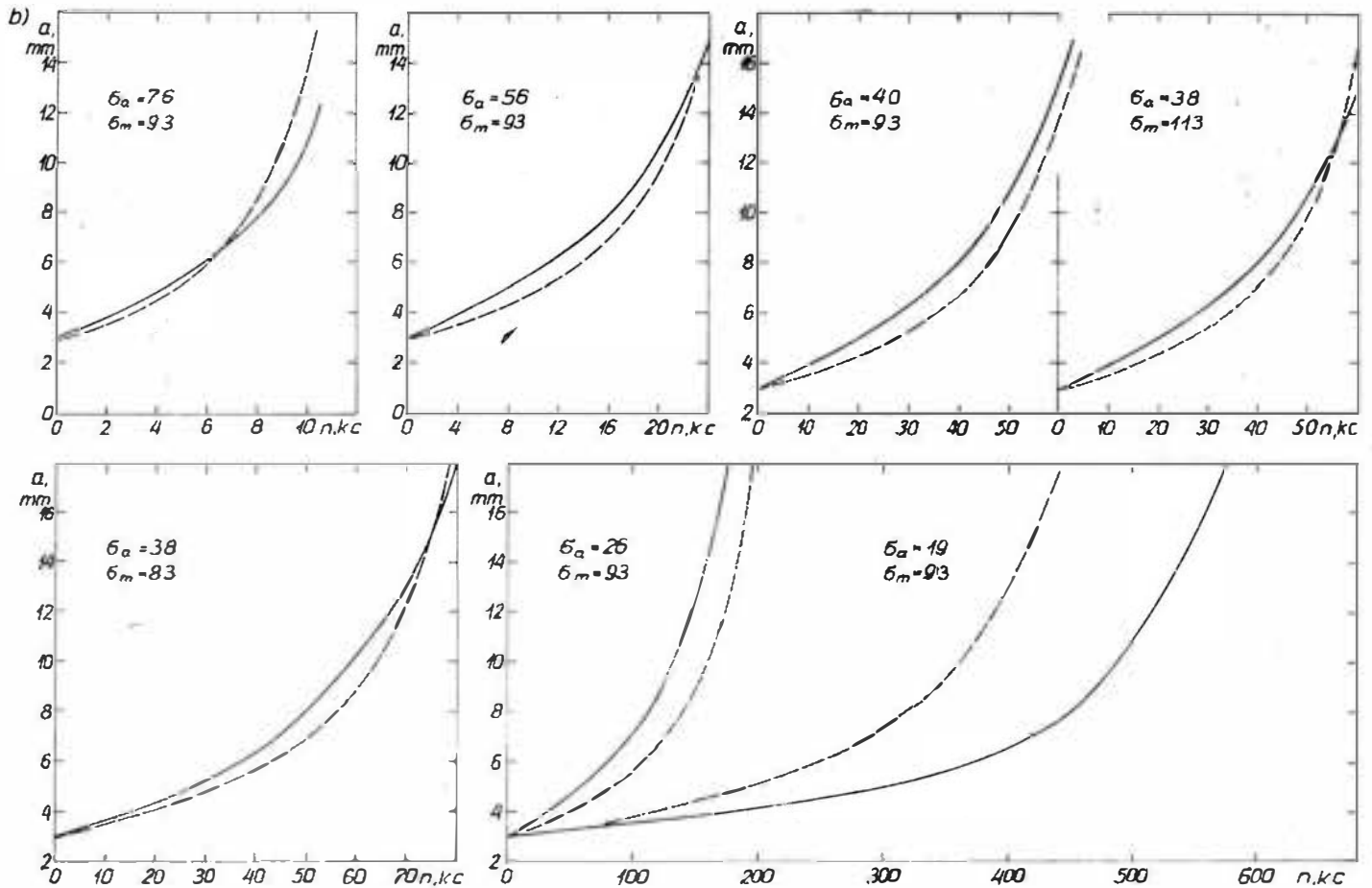
$$R_e = 1 \text{ dla } K_{r,i} \geq K_{r,\max} \\ R_e < 1 \text{ dla } K_{r,i} < K_{r,\max} \quad (4)$$

Przy porównaniu postawionej teorii z proponowanym przez Wheelera [10] współczynnikiem retardacji c_p widać zgodność obu opisów dla $c_p = R_e = 1$ (kolejne strefy plastyczne większe od dotychczas wprowadzonych). Natomiast założenie Wheelera o wartości $c_p = 1$, po osiągnięciu przez propagujące pęknięcie sumowane z odpowiadającą mu strefą plastyczną wartości równej granicy uprzednio uplastycznej strefy, różni się od założonego obecnie.

Przyjęty w proponowanym opisie warunek daje współczynnik retardacji równy jedności dopiero wtedy, kiedy związana z rozwijającym się pęknięciem strefa plastyczna osiągnie wymiary równe maksymalnym otrzymanym poprzednio podczas obciążania. Wynika to stąd, że wymiar strefy plastycznej wzrasta wprost proporcjonalnie do zredukowanego współczynnika intensywności naprężeń. Założenie przyjęte w opisie propagacji jest bardziej zgodne z obserwacjami wyników badań rozwoju pęknięcia podczas działania obciążeń eksploatacyjnych.



Rys. 3. Obciążenia o stałej amplitudzie. Długość pęknięcia w funkcji liczby cykli: linia ciągła — wyniki badań; linia przerywana — wyniki obliczeń wg (3); a) wyniki badań z [6]; b) wyniki badań z [7]



TABLICA 1. Wartości stałych użyte do obliczeń współczynnika retardacji R_e

B	3	3	3	4	4	4	5	5	5
β	1	1,5	2	1	1,5	2	1	1,5	2

Niestety przyjęta teoria nie mówi nic o przebiegu zmniejszonej prędkości rozwoju do czasu osiągnięcia przez współczynnik retardacji wartości 1. Aby temu zaradzić i określić zależność współczynnika R_e od wartości K_{ri} i K_{rmax} , porównano wyniki obliczeń długości pęknięcia dla kilku proponowanych zależności opisujących R_e z wynikami do-

świadczeń i wybrano najpierw najodpowiedniejszą postać funkcji, a potem określono ją możliwie dokładnie, dobierając stałe jej współczynniki w podany wyżej sposób.

W pierwszym etapie obliczenia prowadzono dla trzech typów zależności:

$$R_e = e^{-\left(\frac{K_{rmax}}{K_{ri}} - 1\right)^\beta} \quad (5a)$$

$$R_e = e^{-\left[\frac{K_{rmax}}{K_{ri}} \left(\frac{K_{rmax}}{K_{ri}} - 1\right)\right]^\beta} \quad (5b)$$

TABLICA 2. Porównanie wyników: ΔN_1 — próba z programowaną amplitudą [1], ΔN_2 — obliczenia wg reguły Palmgrena-Minera, ΔN_3 — ze wzoru (3) · ΔN_1 — obliczenia mierzone okresami programów

Program	σ , mm	ΔN_1	ΔN_2	ΔN_3	$\frac{\Delta N_1}{\Delta N_2}$	$\frac{\Delta N_1}{\Delta N_3}$	$\left(\frac{\Delta N_1}{\Delta N_3} - 1\right)$
PI	4,5 ÷ 5,5	18,5	3,1	19,0	5,97	0,97	-3
	5,5 ÷ 6,5	16,5	2,31	17,0	7,15	0,97	-3
	6,5 ÷ 7,5	15,0	1,29	12,0	8,38	1,25	25
	7,5 ÷ 8,5	13,0	1,46	11,0	8,95	1,18	18
	8,5 ÷ 9,5	11,0	1,23	10,0	9,00	1,10	10
	9,5 ÷ 10,5	10,0	1,02	8,0	9,80	1,25	25
	10,6 ÷ 11,5	9,2	0,89	7,0	10,35	1,31	31
	11,5 ÷ 14,5	21,8	2,09	17,5	10,45	1,25	25
14,5 ÷ 17,5	14,0	1,45	13,0	9,64	1,08	8	
PII	4 ÷ 5	4,75	3,32	4,20	1,43	1,13	13
	5 ÷ 6	4,75	2,68	3,90	1,78	1,22	22
	6 ÷ 7	4,60	2,15	2,70	2,14	1,70	70
	7 ÷ 8	4,10	1,72	2,05	2,38	2,00	100
	8 ÷ 9	3,30	1,41	1,80	2,35	1,83	83
	9 ÷ 10	2,80	1,20	1,50	2,33	1,87	87
	10 ÷ 12	4,50	1,70	2,20	2,65	2,05	105
	12 ÷ 14	3,05	1,12	2,00	2,73	1,53	53
14 ÷ 16	1,80	0,75	1,60	2,54	1,13	13	
16 ÷ 18	1,15	0,48	1,20	2,40	0,96	-4	
PIII	4 ÷ 5	3,77	4,25	4,35	0,89	0,87	-13
	5 ÷ 6	2,65	2,93	2,95	0,91	0,90	-10
	6 ÷ 7	1,93	2,25	2,20	0,86	0,88	-12
	7 ÷ 8	1,52	1,75	1,90	0,87	0,80	-20
	8 ÷ 9	1,26	1,49	1,60	0,85	0,79	-21
	9 ÷ 10	1,05	1,20	1,20	0,88	0,88	-12
	10 ÷ 12	1,65	2,03	2,10	0,87	0,79	-21
	12 ÷ 14	1,25	1,56	1,55	0,81	0,81	-19
14 ÷ 16	0,97	1,25	1,20	0,78	0,81	-19	
16 ÷ 18	0,76	1,09	1,09	0,70	0,80	-20	

$$R_e = \left[\frac{K_{rmax}}{B} \right]^{-\beta} \left(\frac{K_{rmax}}{K_{ri}} - 1 \right) \quad (5c)$$

Wszystkie powyższe zależności spełniają automatycznie pierwszy warunek w (4) przez zapewnienie zerowej wartości wykładnika badanej funkcji.

Obliczenia prowadzono, stosując zależność (3), do której podstawiono wyrażenie opisujące prędkość rozwoju pęknięcia (2')

$$a_i = a_{i-1} + A(K_{ri})^\alpha R_{ei} \Delta n_i \quad (3')$$

Do zależności (3') można podstawić dowolną postać zależności na R_{ei} , a zredukowany współczynnik intensywności naprężeń K_{ri} można obliczać z zależności (1').

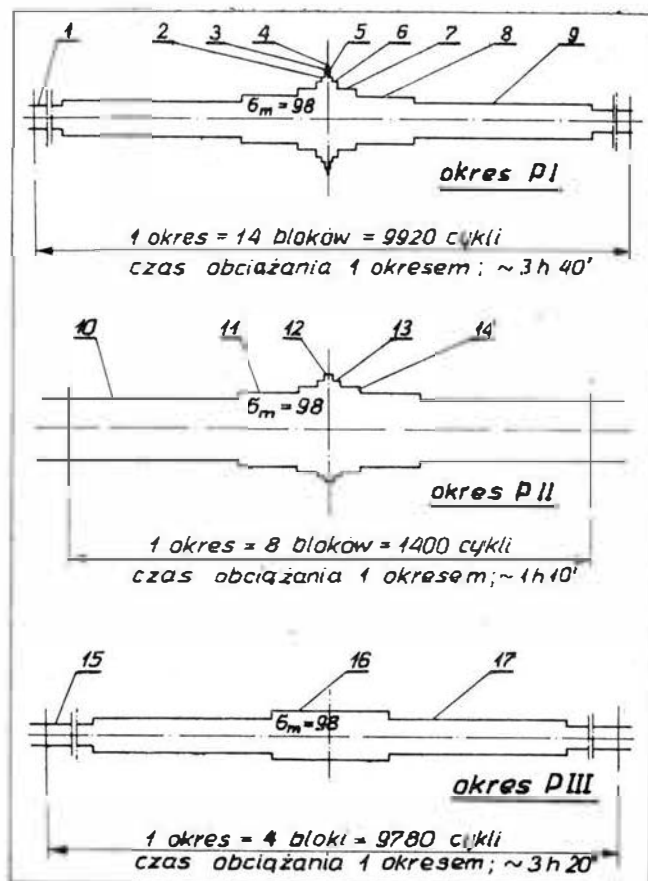
Prowadzenie rachunku za pomocą zależności (3') i (1') wymaga następujących dodatkowych informacji:

- długości początkowej pęknięcia do pierwszego kroku obliczeń a_0 ,
- dotychczasowych obciążeń K_{rmax} ,
- liczby cykli obciążenia o danych σ_a i σ_{max} ,
- liczby kroków obliczeń dzielących całkowitą liczbę cykli n_i na wartości Δn_i .

Ta ostatnia wartość stymuluje dokładność obliczeń „krok po kroku”. Dokładność równą ściślemu rozwiązaniu równania różniczkowego, jakim jest zależność (3'), zapewnia przyjęcie liczby kroków równej liczbie cykli, wtedy $\Delta n_i = 1$. Założenie to wydłuża czas obliczeń, ale jest jedynym możliwym założeniem przy stochastycznie zmiennym obciążeniu.

Dla badań funkcji opisującej R_e i doboru jej stałych współczynników przyjęto obciążenia z [1], zgrupowane w trzy bardzo różne programy obciążeń. Rys. 4 podaje wartości naprężeń i liczby cykli oraz kolejność ich występowania dla trzech programów obciążeń. Przyjęcie tych programów jako punktu wyjścia do analizy liczbowej proponowanego opisu uzasadnia się występującą dużą różnorodnością zakresu i wartości stosunku amplitud do naprężeń średnich. Dla PI zmienia się on w granicach 0,99 ÷ 0,22, dla PII — 0,99 ÷ 0,55, dla PIII — 0,44 ÷ 0,22.

Wstępne obliczenia pozwoliły stwierdzić największą przydatność wzoru (5c) do opisu R_e . Następnie sprawdzono dla niej podane w tabl. 1 pary stałych wartości B i β . Tą część pracy obliczano na maszynie Odra 1204. Wykonano przy okazji porównanie wyników obliczeń dla $\Delta n_i = 1$ i $\Delta n_i = n_i$. Dla stosowanych do obliczeń długości pęknięcia programów obciążeń nie otrzymano widocznych różnic. W wyniku obliczeń wybrano $B = 5$ i $\beta = 1,5$. Dla tej pary otrzymano najmniejszą różnicę obliczeń i doświadczenia dla programu PI, najbardziej zbliżonego do rzeczywistych obciążeń eksploatacyjnych, stosunkowo małe różnice dla PIII, a największe dla PII, który najbardziej odbiega od obciążeń eksploatacyjnych samolotu (brak obciążeń małych). Wy-



Rys. 4. Programy obciążeń wg [1]: 1 — 2 × 3900 cykli, $\sigma_a = 22$ (1 blok); 2 — 2 × 4 cykle, $\sigma_a = 76$; 3 — 2 cykle, $\sigma_a = 87$; 4 — 1 cykl, $\sigma_a = 97$; 5 — 1 cykl, $\sigma_a = 87$; 6 — 2 × 14 cykli, $\sigma_a = 65$; 7 — 2 × 50 cykli, $\sigma_a = 54$; 8 — 2 × 190 cykli, $\sigma_a = 43$; 9 — 2 × 800 cykli, $\sigma_a = 33$; 10 — 2 × 500 cykli, $\sigma_a = 54$ (1 blok); 11 — 2 × 140 cykli, $\sigma_a = 65$; 12 — 10 cykli, $\sigma_a = 97$; 13 — 2 × 15 cykli, $\sigma_a = 87$; 14 — 2 × 40 cykli, $\sigma_a = 76$; 15 — 2 × 3900 cykli, $\sigma_a = 22$ (1 blok); 16 — 390 cykli, $\sigma_a = 43$; 17 — 2 × 800 cykli, $\sigma_a = 33$

niki obliczeń w zestawieniu z wynikami doświadczeń pokazano na rys. 5.

Jak widać z porównania doświadczalnych i obliczonych przebiegów, przedstawiana metoda pozwala przewidzieć (z dużą, jak na procesy zmęczenia, dokładnością) zależność między obciążeniem a długością pęknięcia.

W tabl. 2 podano wg [1] przyrosty długości pęknięcia Δa i powodujące je liczby okresów obciążeń otrzymane z przeprowadzonych prób ΔN_1 , obliczone z wyników badań przy stałej amplitudzie naprężeń wg reguły Palmgrena-Minera ΔN_2 oraz ze wzoru (3) zależność ΔN_3 . Wartości ΔN_1 podano dla wszystkich użytych w [1] programów obciążeń (PI, PII, PIII). Podane w tabl. 2 ilorazy $\frac{\Delta N_1}{\Delta N_2}$ i $\frac{\Delta N_1}{\Delta N_3}$ pozwalają stwierdzić, że obliczone proponowaną metodą dla PI liczby cykli niezbędne dla kolejnych przyrostów $\Delta a = 1$ mm niewiele odbiegają od otrzymanych z doświadczenia (-3 ÷ 31% — średnio 14%) i różnią się kilkakrotnie od wyników otrzymanych z obliczeń liniową regułą kumulacji (6 ÷ 10 razy). Wyniki obliczeń przy użyciu nowej metody dla programu PII również są bliższe wynikom doświadczalnym (różnice -4 ÷ 105% — średnio 54%) niż otrzymane wg liniowej reguły kumulacji, a dla programu PIII obie metody dają takie same wyniki (również bliskie wynikom doświadczalnym -21 ÷ 10, średnio -17%).

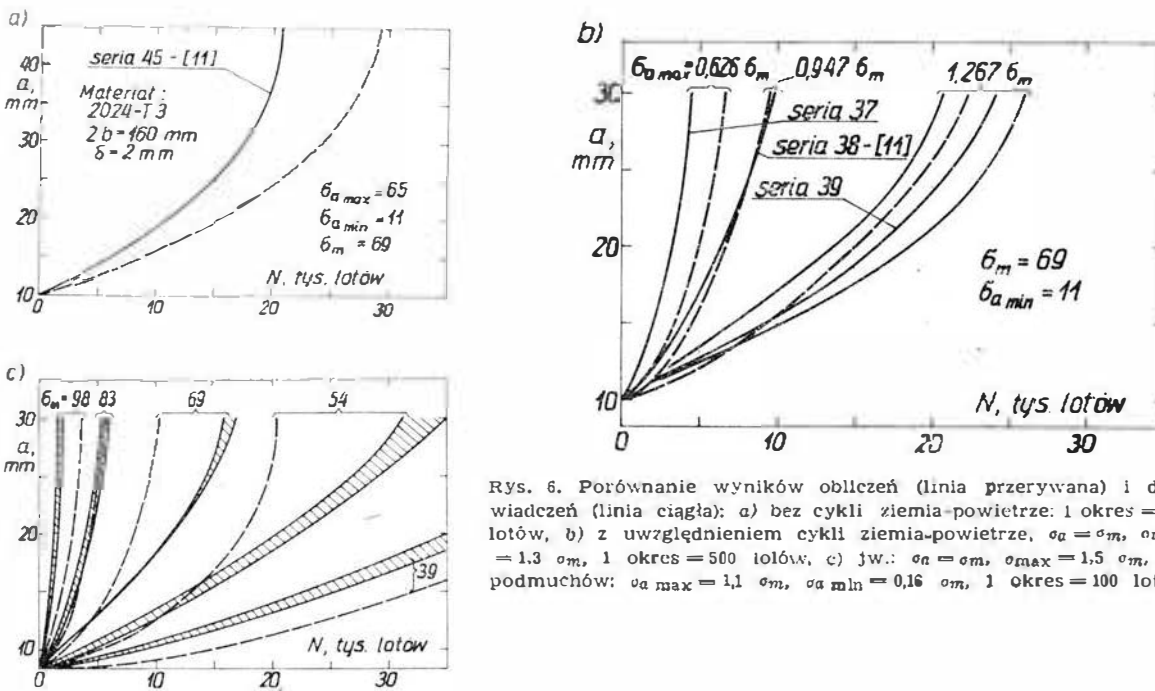
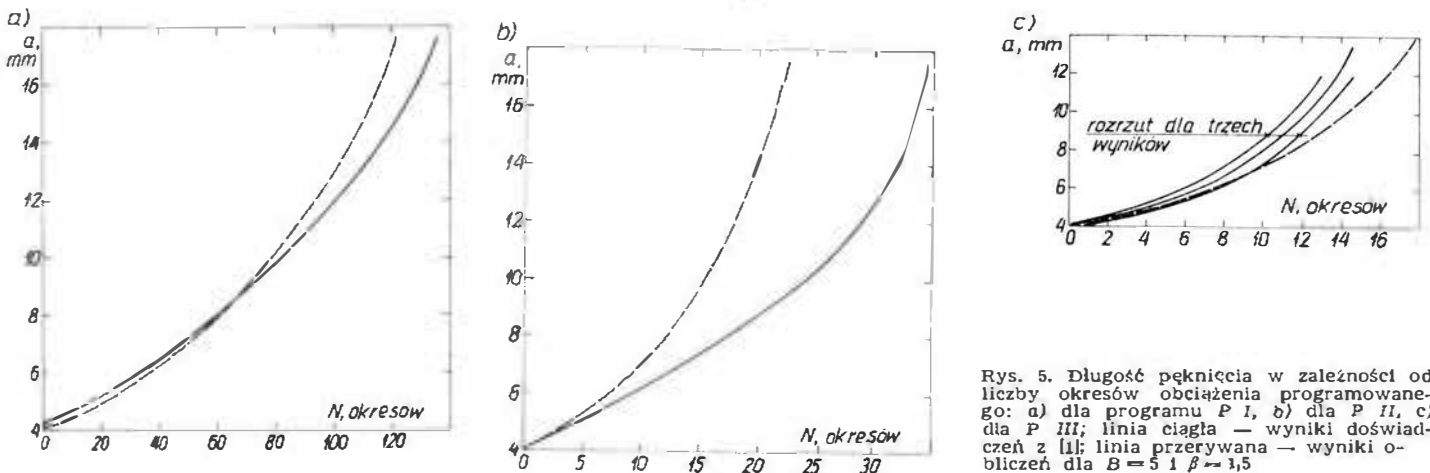
Należy podkreślić, że z trzech rodzajów obciążeń programowanych, jedynie PI odpowiada zakresem pełnemu spektrum obciążeń od podmuchów, programy PII i PIII są składowymi PI wg relacji: 10 okresów PI równa się okresowi PII plus 10 okresów PIII [1]. Program PII jest najmniej zbliżony do rzeczywistych obciążeń ze względu na pominięcie małych obciążeń, a program PIII stosuje rzadko spotykany niski poziom obciążenia obciążeń dużych.

Przykłady użycia proponowanej metody do analiz konstrukcyjnych

Zaproponowana metoda obliczania zależności długości pęknięcia od liczby obciążeń o zmiennej amplitudzie pozwala obliczyć dla ich dowolnej sekwencji przebieg rozwoju pęknięcia zmęczeniowego.

Niezbędne obliczenia można stosunkowo sprawnie przeprowadzać nawet na programowanych minikomputerach o pojemności rzędu 150 kroków programu. Do wykonania obliczeń autor posłużył się minikomputerem firmy Hewlett-Packard typu HP-67. Ułożono program obliczający przyrosty długości pęknięcia pod działaniem obciążeń eksplo-

tud przyłożonych w czasie obciążania. Uwzględniono tutaj cykle ziemia-powietrze o naprężeniach minimalnych $\sigma_{min} = -33$ MPa (co odpowiada wartości $-0,5 \sigma_m$). Naprężenie maksymalne cyklu założono do obliczeń równe $1,3 \sigma_m$, w wyniku czego amplituda cyklu ziemia-powietrze wynosiła $0,9 \sigma_m$. Rys. 6a w porównaniu z rys. 6b dla $\sigma_a \max =$



tacyjnych. Program oblicza długości pęknięcia wg zależności (3') z wykorzystaniem (1') i (5c) dla kolejno wczytywanych liczb cykli i wartości ich naprężeń maksymalnych i amplitud. Odzworowuje też obciążenia w okresach odpowiadających 100 lub 500 lotom programu obciążenia w [11] i [12]. Obciążenia od podmuchów mogą mieć do 8 poziomów amplitud, które wprowadza się jednocześnie z liczbą cykli do poszczególnych pamięci HP-67 w postaci ilorazów

$\frac{\sigma_{a1}}{\sigma_m}$ w celu ułatwienia wprowadzenia danych. Obciążenia były ułożone w sekwencji gasnerowskiej, podobnie jak wcześniej realizowane obliczeniowo programy obciążeń podane w [1]. Oprócz obciążeń od podmuchów, program obliczeń umożliwi obliczenie rozwoju pęknięcia podczas cykli ziemia-powietrze o założonych wartościach $\frac{\sigma_{max}}{\sigma_m}$, $\frac{\sigma_a}{\sigma_m}$ opisujących obciążenia cyklu. Obciążenia te realizowano na końcu okresu obciążeń od podmuchów w liczbie odpowiadającej liczbie lotów w jednym okresie.

Tak zaprogramowany HP-67 służył do analiz konstrukcyjnych, których część wykonaną dla założeń zbliżonych do zrealizowanych doświadczalnie w [11] i [12] pokazano na rys. 6. Rys. 6a przedstawia wyniki obliczeń i doświadczeń dla obciążeń tylko od podmuchów, bez cykli ziemia-powietrze. Rys. 6b podaje (dla tych samych co poprzednio naprężeń średnich i minimalnej amplitudy naprężeń) wpływ poziomego obciążenia, tj. wartości maksymalnych ampli-

ty przyłożonych w czasie obciążania. Uwzględniono tutaj cykle ziemia-powietrze o naprężeniach minimalnych $\sigma_{min} = -33$ MPa (co odpowiada wartości $-0,5 \sigma_m$). Naprężenie maksymalne cyklu założono do obliczeń równe $1,3 \sigma_m$, w wyniku czego amplituda cyklu ziemia-powietrze wynosiła $0,9 \sigma_m$. Rys. 6a w porównaniu z rys. 6b dla $\sigma_a \max =$

$0,947 \sigma_m$, mimo różnic w długości okresu obliczeniowego, może służyć do określenia wpływu cykli ziemia-powietrze na rozwój pęknięcia. Dla $a = 30$ mm stosunek liczby lotów bez cykli ziemia-powietrze (rys. 6a) do liczby lotów z uwzględnieniem tych cykli wynosi: dla doświadczenia $\sim 1,8$, dla obliczeń $\sim 2,4$. Różnica w ocenie tego wpływu obliczeniowo i doświadczalnie wynosi ok. 25% wartości obliczeniowej.

Na rys. 6c porównano doświadczenie z obliczeniami podczas analizy poziomu naprężeń w rozpatrywanej konstrukcji. Amplitudy naprężeń są tu również uzależnione od naprężeń średnich — ich wartość ulega zmianie jednocześnie dla poszczególnych σ_m . Obciążenie zawiera cykle ziemia-powietrze, obliczeniowy okres obciążenia odpowiada 100 lotom.

Obliczenia służyły dobraniu przekroju konstrukcji — różne wartości naprężeń średnich odpowiadają przecież tym samym warunkom lotu ustalonego (tym samym obciążeniom). Mając wyniki obliczeń, wytrzymałość statyczną konstrukcji z rozwijającym się pęknięciem i częstość występowania obciążeń dużych (przewyższających maksymalne przyjęte do obciążeń zmęczeniowych), można dobrać poziom naprężeń średnich (czyli przekrój konstrukcji) dla wymaganego okresu międzyprzebiegowego eksploatacji lub określić ten okres dla wykonanego przekroju konstrukcji. Dla tego przykładu obliczeń widać znowu dobrą ich zgodność z doświadczeniem.

cd. na III s. okł.

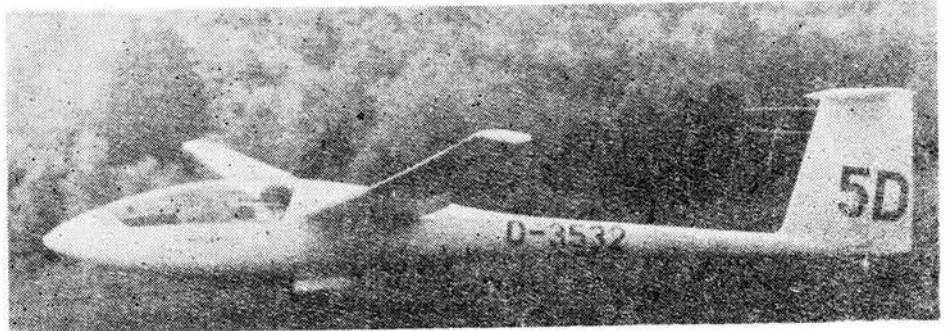


Szybowiec klasy zawodniczej

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy kompozytowy średniopłat.

Plat. Obrys trapezowy z dwukrotnym zalaniem krawędzi spływu (zbliżony do elipsoidalnego), profil laminarny Wortmann-Althaus, wznios 7°, skrócenie geometryczne. Konstrukcja dwudzielna, skorupowa, jednodźwigarowa. Pokrycia przedkładkowc z kompozytu węglowo-epoksydowego i sztywnej pianki PCV. Dźwigar skrzynkowy, pasy dźwigara z rowingu węglowego. Ścianki z kompozytu węglowo-epoksydowego. W kesonach skrzydeł przy kadłubie zbiorniki balastu wodnego o łącznej pojemności 150 l. 50% rozpiętości krawędzi spływu zajmują klapy wychyłane w górę i w dół typu Schempp-Hirth o głębokości ok. 30%, które przy maksymalnym wychyleniu pełnią funkcję hamulców aerodynamicznych. Konstrukcja klap przedkładkowa. Lotki mają konstrukcję analogiczną do konstrukcji klap, ich wychylenia są uzgadniane z wychyleniem klap w pewnym zakresie kątów wychyleń klap (przy większych kątach wychyleń klap następuje zmniejszenie wychyleń lotek; ma to na celu obniżenie oporu aerodynamicznego). Końcówki skrzydeł są lekko zagięte ku dołowi. Rozpiętość skrzydła może być zwiększona o 1,61 m przez wstawienie dwóch segmentów na przejściu lotka-klapa. Są one wykonane jako konstrukcja hybrydowa z włókien szklanych, węglowych i syntetycznych. Skrzydła są łączone wzajemnie i z kadłubem w sposób zapewniający łatwy i szybki demontaż i montaż.

Kadłub. Przekrój w części przedniej owalny, w tylnej — kołowy. Konstrukcja skorupowa z kompozytu węglowo-epoksydowego. Kabina osłonięta otwierana na bok w prawo jednoczęściową osłoną, rama osłony kompozytowa, oszklenie klejone do ramy. Pozycja pilota półleżąca. Dwie podstawowe wersje szybowca, Ventus-A i Ventus-B, różnią się gabarytami kabiny (i całego kadłuba): Ventus-A ma kabinę przystosowaną dla pilotów o wzroście do 1,75 m; Ventus-B ma kabinę powiększoną, przystosowaną dla pilotów o wzroście do 1,85 m. Za kabiną wewnątrz kadłuba znajduje się spawana z rur kratownicowa, do której mocowane są skrzydła, podwozie, fotele pilota i zaczep holowniczy. Kratownica wkomponowana jest w skorupę kadłuba, rozprowadzając w niej siły skupione. Za fotelem pilota mieści się wnęką podwozia zamykana dwudzielną pokrywą, nad nią usytuowano bagażnik. Zaczep holowniczy znajduje się przed podwoziem. Tylna część kadłuba w postaci rury z kompozytu węglowo-epoksydowego stanowi jedną całość ze statecznikiem pionowym. Pod statecznikiem pionowym umieszczona jest płoza chroniąca tył kadłuba. W wersji zmotoryzowanej Ventus-B/T na grzbiecie kadłuba znajduje się wykroń do chowania zespołu napędowego zamknięty szczelną dwudzielną pokrywą. Obryse wykroju wzmocnione.



Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrysy usterzeń trapezowe, konstrukcja skorupowa przedkładkowa z kompozytu węglowo-epoksydowego. Usterzenie poziome można łatwo demontować.

Sterowanie. Ster wysokości i lotki wychyłane popychaczowo, ster kierunku — linkowo, wychylenie klap — popychaczowo-źwigniowe. Mechanizmy sterowania lotek i klap połączone ze sobą w celu zmniejszenia wychyleń lotek przy większych wychyleniach klap. Układy sterowań wyposażone są w złącza szybkorozłączne.

Podwozie. Chowane mechanicznie (ręcznie) do kadłuba. Koło na nieamortyzowanym widelcu. Płoza pod statecznikiem na tylnej części kadłuba.

Zespół napędowy (w wersji zmotoryzowanej Ventus-B/T). Chowany do kadłuba na wysięgniku chłodzony powietrzem dwusuwowy dwucylindrowy silnik Webra OE/WE-2R-306-82 o mocy 8,8 kW (przy obrotach 91,7 s⁻¹) ze składanym czteropłatowym śmigłem ciągnącym. Rozruch silnika odbywa się przez rozkręcenie śmigła przepływającym powietrzem. Opracowano też wariant z silnikiem dwucylindrowym Solo o pojemności skokowej 410 cm³ i mocy 13 kW (przy obrotach 91,7 s⁻¹) ze składanym pięciopłatowym śmigłem ciągnącym o średnicy 0,83 m. Zbiornik paliwa w wersji zmotoryzowanej znajduje się w bagażniku za fotelem i ma pojemność 16 l.

Wyposażenie. Podstawowe przyrządy pilotażowe umieszczone w tablicy o charakterystycznym obrysie grzyba; radiostacja UHF, kalkulator optymalizacji przelotu, w wersjach zmotoryzowanych zespół kontroli silnika. Busole umieszczone pod osłoną tablicy przyrządów. Jest ona widoczna przez wykroń osłony w zwierniaku i podczas lotów bez widoczności pełni rolę prostego sztucznego horyzontu.

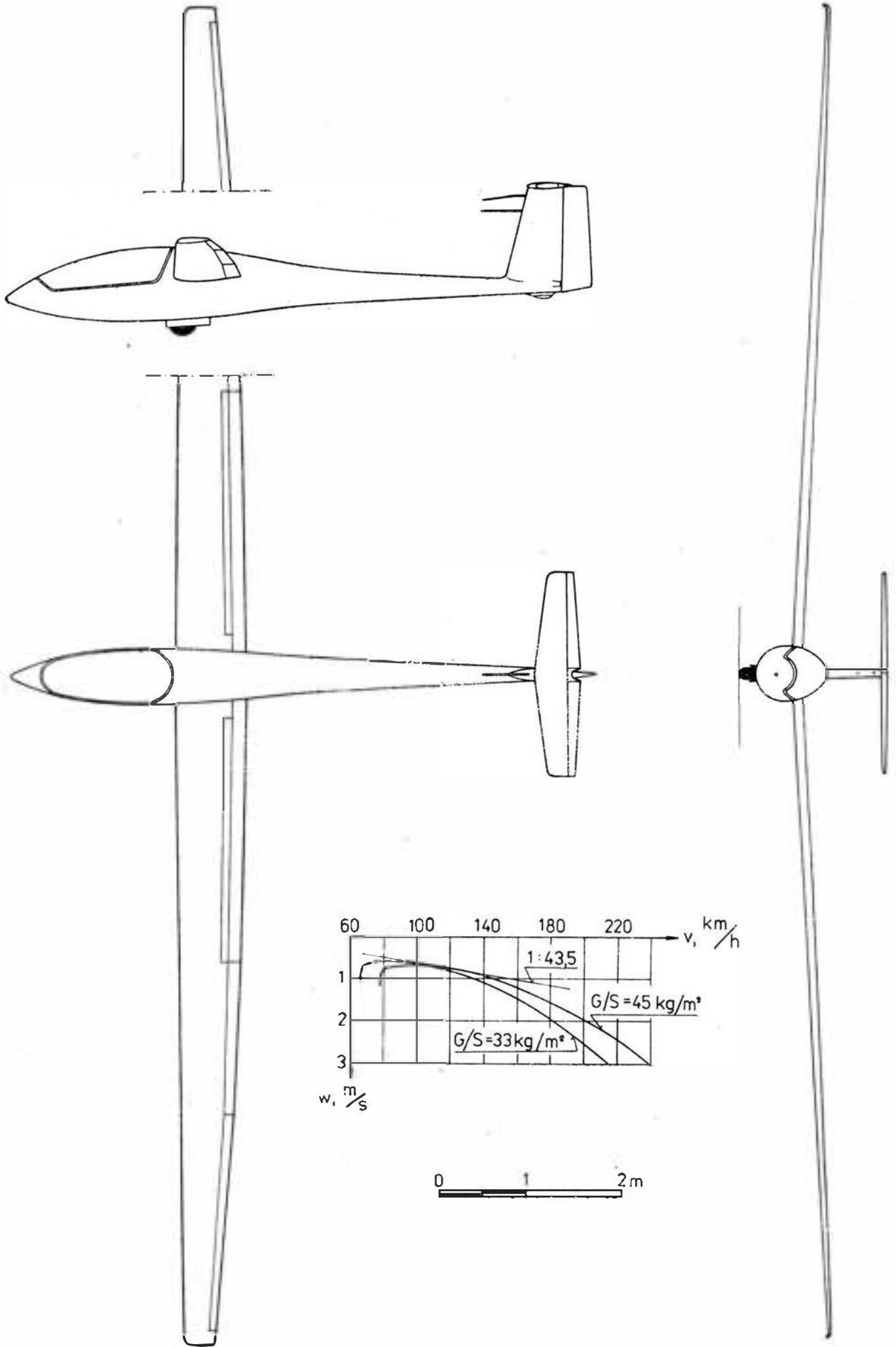
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W końcu lat siedemdziesiątych inż. Hollighaus we współpracy ze znanymi aerodynamicznie F. X. Wortmannem i D. Althausem opracował nowy szybowiec. Dla szybowca Ven-

tus prof. Wortmann i dr Althaus opracowali nowy profil laminarny charakteryzujący się znacznym przesunięciem punktu oderwania odpiwu laminarnego (do 65% cięciwy). Profil działa dobrze również na dużych kątach natarcia (Cz_{max} ponad 1,6 osiąga przy kącie natarcia 13°). Profil jest modyfikowany wzdłuż rozpiętości (wraz ze zmianą cięciwy) dla uniknięcia zbyt szybkiej zmiany liczby Reynoldsa. Obrys skrzydła umożliwia uzyskanie optymalnego rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości. Szybowiec zaprojektowano w wersjach A i B różniących się wielkością kabiny, przewidziano też możliwość powiększenia rozpiętości skrzydła przez wstawienie dodatkowych segmentów. Choć zastosowany profil jest stosunkowo cienki (w porównaniu z innymi szybowcami), to jednak maksymalne ugięcie skrzydła jest znacznie mniejsze dzięki zastosowaniu skrócenia aerodynamicznego i kompozytu węglowo-epoksydowego jako tworzywa konstrukcyjnego. Prototyp Ventusa oblatano 3.05.1980 r. Wersje zmotoryzowane powstały tuż po zakończeniu prób wersji podstawowych. W ich teoretycznym opracowaniu wziął udział znany aerodynamicznie zachodniobermberski prof. Claus Oehler. Zgodnie z jego założeniami zespół napędowy ma służyć jako pomocnicze źródło energii przy przeskokach między rejonami, gdzie istnieją dobre warunki noszeń i jako zabezpieczenie przed przymusowym lądowaniem w przygodnym terenie. Może też umożliwić start z lotniska o odpowiedniej nawierzchni, choć nie jest to jego głównym zadaniem. Zespół napędowy rozwiązano bardzo prosto — zrezynowano nawet z rozrusznika (rozruch odbywa się przez rozkręcenie śmigła podczas rozpedzania w zakresie prędkości 145÷170 km/h). Wytaczanie silnika przebiega odwrotnie: przez zmniejszenie prędkości do ok. 80÷83 km/h i włączenie dopływu paliwa. Poziom hałas wersji zmotoryzowanych jest dość wysoki wskutek przechodzenia końcówek łopat śmigła tuż nad kadłubem. W wersji tej wzrosła prędkość minimalna (o ok. 10÷15 km/h w porównaniu z wersjami podstawowymi). Inż. K. Hollighaus opracował nowy szybowiec Discus stanowiący rozwinięcie Ventusa.

DANE TECHNICZNE:

	Ventus-A	Ventus-B	Ventus-B/16,6	Ventus-B/T (silnik Webra)
Rozpiętość	15,00	15,00	16,61	16,61 m
Długość	6,35	6,53	6,53	6,53 m
Wysokość	1,72	1,72	1,72	1,72 m
Pow. nośna	9,51	9,51	9,96	9,98 m
Wydłużenie	23,7	23,7	27,7	27,7
Masa własna	220	220	223	260 kg
Masa całkowita	430	430	433	470 kg
Obc. pow. nośnej	30÷45	30÷45	31÷43	34÷43 kg/m ²
Obc. mocy	—	—	—	53 kg/kW
Prędk. dopuszcz.	250	250	250	250 km/h
Prędk. przelot.	—	—	—	130 km/h
Prędk. mln.	62÷70	62÷70	—	70÷78 km/h
Opadanie mln.	0,56	0,56	0,56	0,59/1,5 m/s
Wznoszenie	—	—	—	1,2 m/s
Doskonałość	43,5	43,5	46,5	46,5
Poziom hałasu	—	—	—	105
Zasięg	—	—	—	200 km

H.M.



Samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy turbośmigłowy całkowicie metalowy zastrzałowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Płat. Obyś prostokątny, przy kadłubie i końcówkach trapezowy, profil NACA 23013, wznios 4°15', kąt zaklinowania 4°30'. Konstrukcja metalowa bółskorupowa, jednodźwigarowa z tylnym dźwigarkiem pomocniczym. Zastrzały pojedyncze o przekroju kropłowym wprowadzone w skrzydło na tym samym zebrze co golenie podwozia głównego. W kesonach noskowych skrzydła na odcinku o obyś prostokątnym mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Na spływie skrzydła znajdują się wychylane elektrycznie kłapy Junkersa, a w pobliżu końcówek — szczelinowe lotki o profilu identycznym z profilem kłap. Kłapy składają się z sześciu segmentów, każdy z nich jest elementem instalacji opryskującej, bowiem integralną częścią jego konstrukcji są przewody rurowe ze złączami do atomizerów lub dysz rozpryskujących. Kłapy można łatwo demontować, są one zawieszane na osmłu wysięgnikowych konsolach wyprowadzonych ze skrzydła. Wychylenie kłap: przelotowe do 5° w górę, podczas lądowania do 45° w dół; tak duże wychylenie umożliwia lot samolotu z opuszczonym nosem, co w istotny sposób poprawia widoczność podczas podejścia. Lotki mają obyś trapezowy i konstrukcję analogiczną do konstrukcji kłap. Końcówki skrzydła mają obyś trójkątny i są wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego. Pod skrzydłami umocowane są reflektory do prac nocnych.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony u dołu. Konstrukcja metalowa dwuczściowa. Przednią część kadłuba stanowi integralny zbiornik chemikaliów wykonany z blach tytanowych jako konstrukcja półskorupowa. Zbiornik jest podstawowym zespołem konstrukcyjnym samolotu, do niego są mocowane skrzydła, zastrzały, tylna część kadłuba i zespół napędowy z podwoziem przednim. Łuk zasypowy jest proslatkątny, osz zawiasów jego pokrywy usytuowana jest na przedniej krawędzi łuku. Dno zbiornika wyposażone w kłape do awaryjnego zrzutu chemikaliów. Jest ona też używana w przypadku wykorzystywania samolotu w roli „bombowca wodnego” do gaszenia pożarów leśnych. Zbiornik jest wyposażony w urządzenie do kontroli napełniania oraz w oświetlenie wnętrza (do prac nocnych). Zewnętrzne boczne i górne ścianki konstrukcji zbiornika tworzą zewnętrzną powierzchnię samolotu. Zewnętrzne sa wlece wszelkie pokrywy, osłony i owiewki. Tylna część kadłuba półskorupowa, duralowa. Za zbiornikiem chemikaliów szelna kabina pilota, zaprojektowana jako szyćwna, inoona klatka umożliwiająca przeżycie w przypadku awaryjnego lądowania lub zderzenia z przeszkodą. Struktura kabiny, fotel i pasy bezpieczeństwa sa obciążone na przeciążenie 40 g. W kabynie znajduje się drugi fotel (np. dla mechanika). Kabina bogato oszklona wielowarstwowymi szklanymi klejonymi. Na ściankach wlotochionu można umocować noże do przecinania drutów.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, zastrzałowe. Obyś usterzenia poziomego prostokątny. Pionowego — trapezowy. Stateczniki metalowe dwudźwigarowe. Stery metalowe wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Na



sterze kierunku i lewym segmencie steru wysokości — kłapki wyważające. Statecznik poziomy wsparty od dołu pojedynczymi zastrzałami wprowadzonymi w dźwigar tylny. Zastrzały z rur durakowych profilowych.

Podwozie: Stałe, trójzespolowe z kołem przednim, główne — zastrzałowe, zastrzały wspierają golenie od przodu. Pojedyncze koła główne zawieszane na wahaczach. Podwozie przednie teleskopowe zamocowane do łoża zespołu napędowego, koło pojedyncze na widelcu. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Na kołach podwozia głównego hydrauliczne hamulce tarczowe. Ogumienie niskociśnieniowe o dużej średnicy.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney of Canada PT6A-34AG o mocy 560 kW, śmigło metalowe trójłopatowe nastawne (z możliwością ustawienia w chorągiewkę i odwracania ciągu)artzell HC-B3TN-3/T10282+4. W układzie dolotowym powietrza do silnika znajduje się filtr Centrisep, wlot powietrza usytuowany jest z lewej strony kadłuba. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych stanowiącym równocześnie wspornik podwozia przedniego. W zespole napędowym znajduje się przegroda ogniowa, oddzielająca osprzęt silnikowy od części „goracej”. Wyloty spalin skierowane na boki. Osłony zespołu napędowego metalowo-kompozytowe. Z przekładni silnika wyprowadzony jest napęd aparatury rolniczej.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 950 l, zbiornik rozchodowy w kadłubie przed zbiornikiem chemikaliów. Elektryczna — napiecie 24 V, prądorozrusznik 24 V/300 A, reflektory do prac nocnych. Klimatyzacyjna — układ filtracyjny i ogrzewający powietrze dostarczane do kabiny.

Wyposażenie. Zestaw przrzadów wyważanych przepisami, radiostacja UHF.

Wyposażenie rolnicze. Pompa chemikaliów napędzana z przekładni silnika (ochładzania ona do 10% mocy silnika) zasilająca w czynnik roboczy instalację oprys-

kującą w sogmetach kłap i lotek. Instalacja opryskująca może być wyposażona w dysze rozpylające lub 8 atomizerów Micronair.

Wyposażenie do zwalczania pożarów. Kłapa dennicy zbiornika zapewniająca właściwy wydatek podczas zrzutu wody (środką gaśniczego). Możliwość zalnsłalowania zasysacza do wody, umieszczonego na wychylnym wysięgniku pod tylną częścią kadłuba (samolot lećac nisko nad wodą napehnić może zbiornik ciśnieniowy dynamicznemu na wlocie zasysacza).

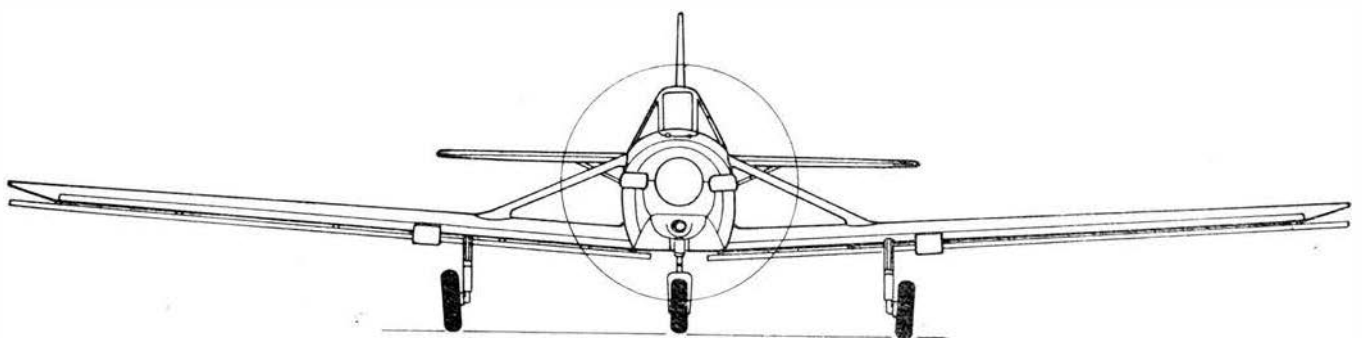
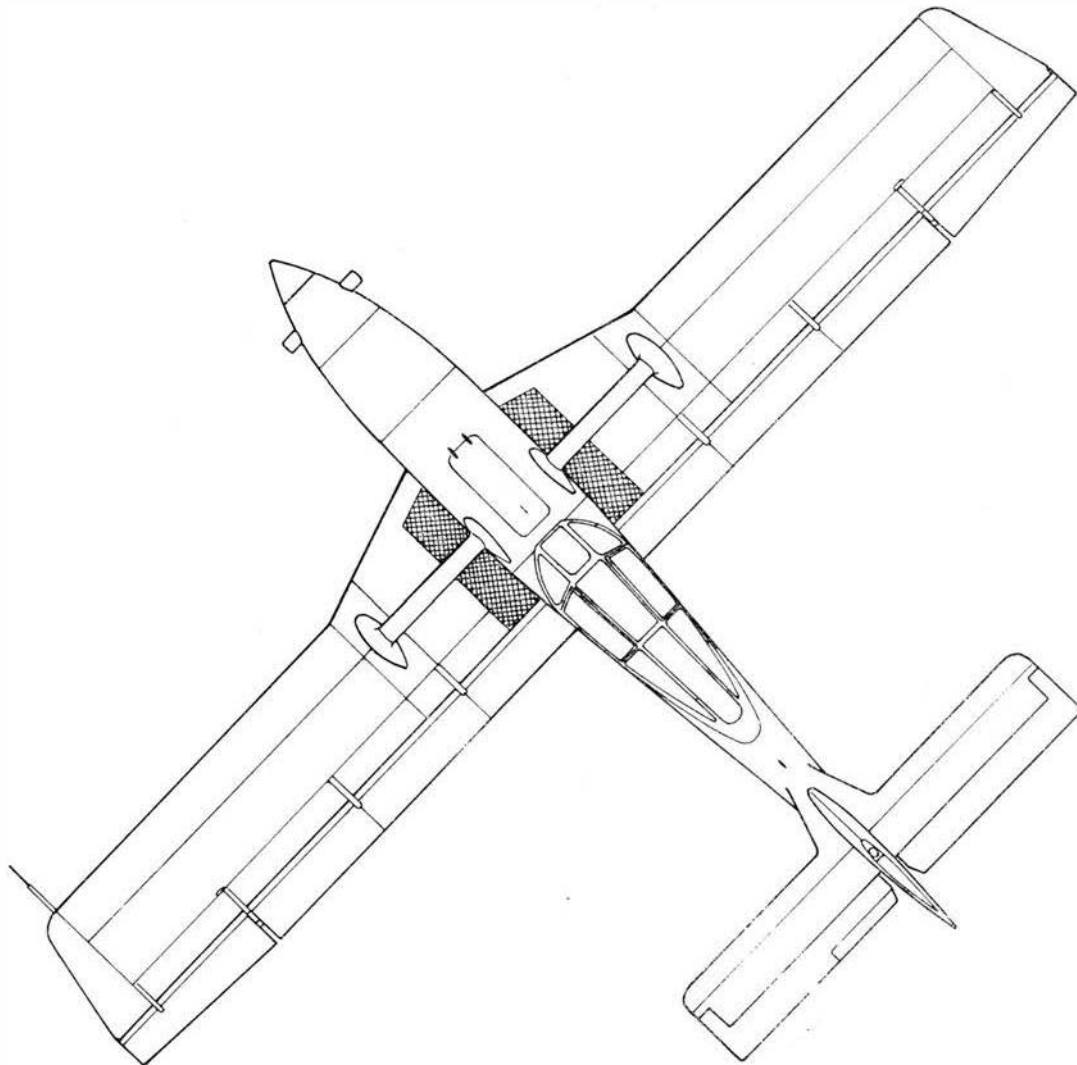
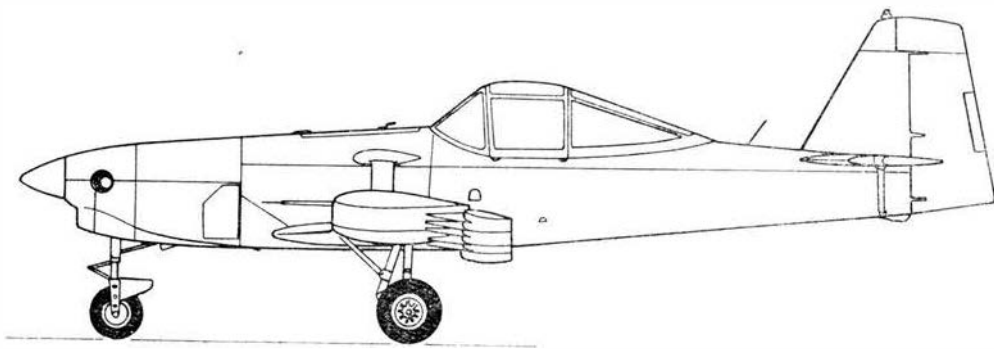
ROZWÓJ KONSTRUKCJI: Konstrukto-rem samolotu jest Desmond Norman. Początkowo samolot Fieldmaster nie miał lotek — kłapy Junkersa zajmowały całą rozpiętość spływu skrzydła, a przy końcówkach na górnej powierzchni skrzydła znajdowały się przzerwacze. Wybór kłap Junkersa — to dążenie do uzyskania maksymalnej, dorównującej dwupłatom zwrotności. Prototyp NDN-6 Fieldmaster zbudowano w firmie NDN Aircraft Ltd. na wyspie Wight (Kanał La Manche) i oblatano 17 grudnia 1981 r. na miejscowym lotnisku Sandown. Zainteresowanie Fieldmasterem — samolotem na lata 1980/90 wyraziło dotychczas kilkunastu potencjalnych użytkowników. Dotychczas jednak żadna z większych firm nie podjęła się jego produkcji — jest on od początku przewidziany do produkcji poza NDN Aircraft Ltd. ze względu na brak odpowiedniego potencjału wwtórezego. NDN-6 Fieldmaster jest certyfikowany na maksymalny udźwig, co odróżnia go od innych samolotów rolniczych, w przypadku których wykorzystanie pełnego udźwigu ogranicza zakres eksoloatacji do kategorii R (Restricted). Duża pojemność zbiornika chemikaliów pozwala też na ekonomiczne użycie środków chemicznych o małej gęstości (rzędu 0,6 kg/dm³). Samolot po raz pierwszy zaprezentowano na wystawie lotniczej w Farnborough w 1982 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,32 m
Długość	11,02 m
Wysokość	4,12 m
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	2,01 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,45 m
Rozstaw podwozia	5,08 m
Baza podwozia	3,35 m
Średnica śmigła	2,69 m
Min. prześwit śmigła	0,15 m
Powierzchnia skrzydła	31,42 m ²
Wydłużenie skrzydła	7,47
Masa własna	2041 kg
Masa startowa maks.	4535 kg

Masa użyteczna maks.	2270 kg
Pojemność zbiornika chemikaliów	2640 l
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	144,5 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	8,1 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	326 km/h
Prędkość przelotowa	249 km/h
Prędkość min. (bez kłap, masa maks.)	111 km/h
Prędkość min. (z kłapami)	78 km/h
Wznoszenie	3,8 m/s
Rozbieg	260 m
Dobieg (z odwróceniem ciągu)	40 m
Zasięg (950 l paliwa, 2 osoby i 450 kg ład.)	1300 km
Szerokość pasa opryskiwanego	23 m

H.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (IX)

ENGLISH AVIATION VERBS AND PHRASES (IX)

- 1 — zadzierać, zwiększać kąt pochylenia; odrywać przednie podwozie od ziemi (przy rozbiegu)
 2 — osłagnąć prędkość oderwania przedniego koła
 3 — wyrównywać (przed lądowaniem)
 4 — kierować; prowadzić (np. przewody)
 5 — zwiększyć wychylenie steru
 6 — wychylić ster całkowicie
 7 — w. s. przeciwnie
 8 — wychylać ster kierunku
 9 — zmniejszać wychylenie steru k.
 10 — wychylać naprzemian ster k. (w obie strony)
 11 — nagle dodawać gazu
 12 — rozkręcić się (o śmigle)
 13 — przerywać obracanie; zatrzymać się
 14 — zużywać (paliwo); wypuszczać (klapy, podwozie)
 15 — pracować z przzerwami
 16 — zwalniać drogę startową (po lądowaniu)
 17 — zbliżyć się do drogi startowej
 18 — przyziemiać (na drogę startową)
 19 — zwalniać d. s.; odrywać się od drogi startowej (przy starcie)
 20 — otrzymać dane o drodze startowej (wyznaczonej do lądowania)
 21 — zająć drogę startową
 22 — skołować z drogi startowej
 23 — s. z d. s. na gruncie
 24 — odpompowywać; odsysać (olej); przedmuchiwać (silnik)
 25 — prowadzić poszukiwania i zwiad (powietrzny)
 26 — kasować; wycofywać z eksploatacji
 27 — ekranować
 28 — uszczelniać; hermetyzować; izolować; zalutowywać
 29 — zabezpieczać; mocować; zamocowywać; wyłączać (silnik)
 30 — poszukiwać; naprowadzać się (na cel)
 31 — wybierać; przełączać
 32 — wykrywać; określać; mierzyć; zliczać; odczuwać, czuć
 33 — wchodzić do eksploatacji
 34 — pozostawać w e.
 35 — wprowadzać do e.
 36 — wycofywać z e.
 37 — lądować
 38 — wprowadzać
 39 — eskortować (z powietrza)
 40 — (pot.) znieść, połamać (podwozie)
 41 — strzelać; (pot.) rozpędzać samolot
 42 — włączać, zatrzymywać (silnik)
 43 — wyłączać; odłączać; zamykać (przewód rurowy)
 44 — ślizgać się (w bok); wykonywać ześlizg (w stronę przechylenia)
 45 — zakończyć lub przerwać (łączość radiową)
 46 — skakać ze spadochronem
 47 — zwałować się; przepadać; tracić wysokość; zniżać się (o samolocie); tonąć; wśląkać; osładać
 48 — (pot.) lądować
 49 — wykonywać wysłizg; zarzucać się bokiem (na ziemi); wywoływać ślizg zewnętrzny
 50 — rykoszetować; odbijać się od wody (bez dużych zmian pochylenia) (o wodnosamolocie)
 51 — wybierać luz (linki), naplinać (linkę)
 52 — gwałtownie dodawać gazu
 53 — uzgadniać, synchronizować (np. nadajnik ze wskaźnikiem)
 54 — ślizgać się na skrzydło; wykonywać ześlizg (w stronę zakreću)
 55 — w. ślizg na ogon
 56 — ślizgać się; wywoływać ślizg; przenosić (na inny termin); opóźniać się (w stosunku do terminu)
 57 — wykonywać ślizg na ogon
 58 — w. ześlizg (do wewnątrz zakreću)
 59 — w. wysłizg (na zewnątrz z.)
 60 — w. beczkę sterowaną; powoli się przechylać
 61 — palić się powoli
 62 — zacieplić (np. haklem); przechwytywać
 63 — odchyłać się w obie strony, myszkować; lecieć żmijką
 64 — wykonywać beczkę szybką; w. manewr z (bocznym) oderwaniem
 65 — w. lot żaglowy
 66 — w. lot w pojedynkę lub pierwszy l. samodzielny
 67 — rozpościerać się wzdłuż rozpiętości
 68 — przyspieszać zapłon (silnika tłokowego)
 69 — przyspieszać; zwiększać obroty (silnika)
 70 — mieć dostateczną prędkość
 71 — zmniejszać p.
 72 — rozpędzać się, zwiększać p.
 73 — zmieniać p., sterować prędkością
 74 — rozpędzać się ponownie (np. po przeciągnięciu)
 75 — wykonywać korkociąg, kręcić k., znajdować się w korkociągu
 76 — zwalniać obrót
 77 — znajdować się w płaskim korkociągu
 78 — przyspieszać obrót
 79 — wchodzić w korkociąg
 80 — wpaść w k.
 81 — wychodzić z korkociągu; wyprowadzać z k.
 82 — zniżać się spiralą
 83 — otworzyć spoilery
 84 — wykrywać, zauważać; korygować (ogień); ustawić (samolot na miejscu postoju lub wyładunku); umieszczać
 85 — (pot.) lądować na punkt
 86 — (pot.) nadawać sygnał (transpondera)
 87 — separować (samoloty) pod względem wysokości (przed lądowaniem); (pot.) rozbić się
 88 — wprowadzać lub wpaść w przeciągnięcie; przeciągać się, zwałować się (o samolocie)
 89 — zmniejszać prędkość aż do zważenia się
 90 — nurkować po przeciągnięciu
 91 — być gotowym, znajdować się w stanie gotowości
 92 — pozostawać na ziemi, nie latać
 93 — (pot.) określać położenie wg gwiazd, prowadzić astronawigację
 94 — uruchamiać (sie) (o silniku); ruszać (z miejsca)
 95 — rozpoczynać zniżanie
 96 — uruchamiać (silnik); przekrecać (śmigło)
 97 — przerwać rozruch
 98 — nie (dać) uruchomić się, nie zaskoczyć (o silniku)
 99 — włączać rozruch; rozpocząć cykl rozruchu
 100 — kierować; sterować sterem kierunku
 101 — oddać drążek (sterowy) całkowicie
 102 — (pot.) wychylać drążek
 103 — zwalniać d. (s.)
 104 — z. d. ściągnęty/oddany
 105 — trzymać d. ś.o.
 106 — utrzymywać d. całkowicie oddany
 107 — energicznie wychylać d.
 108 — oddawać d.
 109 — ściągać d.
 110 — (pot.) nagle oddać d. (od siebie)
 111 — (pot.) nagle ściągnąć d. (na siebie)
 1 — rotate
 2 — reach rotation
 3 — round out
 4 — route
 5 — add rudder
 6 — apply full r.
 7 — a. opposite r.
 8 — feed r.; introduce the r.
 9 — remove r.
 10 — walk the r.
 11 — rumbie
 12 — run away
 13 — r. down
 14 — r. out
 15 — r. rough
 16 — clear the runway
 17 — close the r.
 18 — contact the r.; touch the r.
 19 — get off the r.; leave the r.
 20 — get the r.
 21 — occupy the r.; take the r.
 22 — turn off the r.
 23 — vcer off the r.
 24 — scavenge
 25 — scout
 26 — scrap
 27 — screen
 28 — seal
 29 — secure
 30 — seek
 31 — select
 32 — sense
 33 — come into service, enter s.
 34 — continue in s.
 35 — put into s.
 36 — withdraw from s.
 37 — set down
 38 — s. into...
 39 — shadow
 40 — shear off
 41 — shoot
 42 — shut down
 43 — s. off
 44 — slideslip
 45 — sign off
 46 — hit the silk
 47 — sink
 48 — sit down
 49 — skid (outwards)
 50 — skip
 51 — take up the slack
 52 — slam open
 53 — slave
 54 — slide
 55 — s. tail-first
 56 — slip
 57 — s. backwards
 58 — s. inwards
 59 — s. outwards
 60 — slow-roll
 61 — smoulder
 62 — snag
 63 — snake
 64 — snap; s.roll
 65 — soar
 66 — solo
 67 — extend spanwise
 68 — advance spark
 69 — speed (up)
 70 — be on s.
 71 — cut the s.
 72 — gain s.; gather s.; push the s.
 73 — play s.
 74 — recover s.; regain s.; regather s.
 75 — spin
 76 — s. down
 77 — s. flat
 78 — s. up
 79 — enter a s.; go into a s.
 80 — fall into a s.; get into a s.; snap into a s.
 81 — go out of a s.; come out of a s.; recover from a s.
 82 — spiral down
 83 — deploy spoilers
 84 — spot
 85 — land on the s.
 86 — squawk
 87 — stack
 88 — (go into a) stall
 89 — slow down to the s.
 90 — s. dive
 91 — stand by
 92 — s. down
 93 — shoot the stars
 94 — start
 95 — s. down
 96 — s. up
 97 — abort s.
 98 — fail to s.
 99 — select s.
 100 — steer
 101 — apply full forward stick
 102 — bend the s.
 103 — ease the s.; release the s.
 104 — e. the s. forward/backward
 105 — hold the s. b./f.
 106 — maintain full forward s.
 107 — move the s. well
 108 — nose down on the s.; place the s. forward; press the s. f.; push the s. f.; put the s. f.
 109 — n. up on the s.; pull back on the s.
 110 — pop the s. forward
 111 — yank the s. back

K.D.

Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (I)

Dr inż. BOIIDAN JANCALEWICZ

Badania wytrzymałościowe konstrukcji kompozytowych epoksydowo-węglowo-szklanych wykazały, że dobór struktury wykonany przy zastosowaniu dotychczasowych metod obliczeniowych nie spełnił oczekiwań. Stosowane metody doboru struktury np. dźwigara opierały się na założeniu takiego rozdzielenia funkcji między elementy dźwigara, że pasy przenosiły moment gnący nie uczestnicząc w przenoszeniu siły tnącej, a ścianki — tylko siłę tnącą. Biorąc pod uwagę ciągłość odkształceń trzeba jednak uwzględnić, że ścianka będzie uczestniczyć w przenoszeniu momentu gnącego, a pasy dźwigara — w przenoszeniu siły tnącej. Prowadzi to do wniosku, że proces zniszczenia konstrukcji dźwigara jest bardziej skomplikowany i zależy w znacznym stopniu od wytrzymałości pasów i ścianek w złożonym stanie obciążeń ściskanie + ścinanie oraz rozciąganie + ścinanie.

Klasyczne analizy w zakresie teorii struktur kompozytowych, traktującej kompozyt jako materiał anizotropowy, nie prowadzą jak dotąd do efektywnych wyników praktycznych ze względu na rozrzuty wykonawcze, pociągające za sobą znaczne rozrzuty właściwości wytrzymałościowych i nieco mniejsze — modułów sprężystości. Praktyka projektowo-konstrukcyjna dowodzi, że szybciej osiąga się znaczne efektywniejsze rezultaty przy założeniu zastępczych modeli quasi-izotropowych, dla których uprzednio zbadano na elementach próbnym niezbędne do analizy właściwości wytrzymałościowe i moduły sprężystości. Prowadzi to do wniosku o celowości adaptowania (do analizy wytrzymałościowej struktur kompozytowych) klasycznych metod statyki konstrukcji cienkościennych opracowanych ogólnie na potrzeby struktur lotniczych.

Złożoność struktur kompozytowych znacznie utrudnia budowę zastępczych modeli izotropowych przydatnych do takich analiz. Szczególnym utrudnieniem są warstwy kleju — spoiwa, łączące ze sobą poszczególne elementy (jak np. pasy ze ściankami) czy też poszczególne warstwy zbrojenia w ściankach. Trudność zagadnienia i jednocześnie ryzyko uproszczeń polega ogólnie na tym, że zarówno moduły sprężystości, jak i wytrzymałość skleiny na ścinanie są funkcją jej grubości oraz (w znacznym stopniu) temperatury otoczenia. Zależą one również od tzw. blokad mechanicznych wynikających z nierówności łączonych powierzchni, a więc nie tylko od adhezji. W dotychczasowej praktyce konstrukcyjnej zmienna grubość skleiny jest także skutkiem nadrzędności innych wymagań, np. dokładności odwzorowania geometrii obrysu zewnętrznego, co narzuca skleinie rolę również kompensatora wymiarów. Przyjmując założenie o ustalonej nominalnej grubości skleiny w strukturze kompozytowej, należy więc jednocześnie założyć jej właściwości wytrzymałościowe i moduł sprężystości postaciowej zbliżone do asymptotycznych lub asymptotyczne, niezależnie już od grubości kleiny. Można również uwzględnić znaczne różnice w wartościach modułu sprężystości między spoiwem i zbrojeniem oraz znacznie większe odkształcenia odpowiadające zniszczeniu spoiwa-kleju w porównaniu ze zbrojeniem. Oznacza to, że w obszarach konstrukcji wystarczająco odległych od miejsca wprowadzenia siły skupionej zniszczenia w skleinie będą zjawiskiem wtórnym w stosunku do zniszczeń zbrojenia.

Istotne ułatwienie analizy wytrzymałościowej struktur kompozytowych można osiągnąć, jeżeli okaże się możliwe wskazanie tych fragmentów struktury, w których oczekuje się wystąpienia najkorzystniejszego współdziałania obciążeń, np. ściskania i ścinania. Można wówczas z większą dokładnością określić ten lokalny stan naprężeń bez potrzeby opisywania całego rozkładu naprężeń w przekroju. W strukturach kompozytowych jest to bardzo często wystarczające do wyznaczenia (z zadowalającą dokładnością) wytrzymałości całej konstrukcji, ponieważ lokalne zniszcze-

nie fragmentu konstrukcji o ogólnie wysokich poziomach naprężeń rozprzestrzenia się szybko na większe obszary z powodu znacznej kruchości kompozytu i liniowo-sprężystej charakterystyki wytrzymałościowej.

Obok wyznaczania lokalnego stanu i wartości naprężeń w strukturze, konieczne staje się określenie kryterium wytrzymałościowego dla tej struktury, z uwzględnieniem złożonego stanu naprężenia. Jak można oczekiwać (co też potwierdza doświadczenie), za najbardziej niebezpieczne należy uznać jednocześnie działanie ściskania i ścinania w podwyższonej temperaturze z uwzględnieniem struktury wewnętrznej kompozytu określonej przez rodzaj tworzyw wyjściowych, ukierunkowanie włókien w stosunku do obciążenia zewnętrznego oraz stopień zbrojenia. Sformułowanie kryterium wytrzymałościowego musi uwzględniać również znaczne rozrzuty właściwości wytrzymałościowych. Przyjęcie wartości prawdopodobieństwa zniszczenia i odpowiadającej im wartości cechy wytrzymałościowej stanowi element ryzyka konstrukcyjnego, zależy więc w znacznym stopniu od doświadczenia konstruktora oraz od warunków wytwarzania konstrukcji kompozytowej. Spośród warunków wytwarzania najważniejszy jest tzw. wpływ czynnika ludzkiego, a więc umiejętność, technika i kultura wytwarzania oraz samokontroli. Dlatego też do doświadczalnego określenia właściwości wytrzymałościowych należy używać takich elementów próbnym, które zostały wytworzone w możliwie takich samych warunkach, jakie będą zapewnione podczas wytwarzania właściwych elementów konstrukcyjnych.

Biorąc pod uwagę przedstawione rozważania, można następująco określić cel artykułu:

- opracowanie dokładniejszej metody wyznaczania poziomów naprężeń we fragmentach konstrukcji, od których wytrzymałości zależy wytrzymałość całej konstrukcji,
- dobór kryterium wytrzymałościowego obejmującego jednocześnie istnienie naprężeń normalnych i stycznych,
- przedstawienie zastosowania metody i kryterium na przykładzie typowej struktury kompozytowej z uwzględnieniem weryfikacji doświadczałnej.

Uproszczona metoda wyznaczania naprężeń w konstrukcji kompozytowej przy użyciu zastępczych modeli izotropowych

Wprowadzenie, założenia

Dominującym rozwiązaniem dźwigarów skrzydeł w szybowcach kompozytowych jest struktura skrzynkowa o pasach zbrojonych rowingiem, a ściankach — tkaninami. Zarówno rowing, jak i tkaniny przesypane są tym samym spoiwem, które jednocześnie odgrywa rolę kleju w połączeniach między elementami dźwigara, podobnie jak w połączeniach dźwigara z powłokami kesonu. Zagadnienie zostanie rozpatrzone na przykładzie takiego właśnie typowego dźwigara z uwzględnieniem następujących założeń:

- przyjmuje się zastępcze modele izotropowe dla pasów i dla ścianek co oznacza, że będą miały zastosowanie wartości modułów sprężystości i wytrzymałości, określone w badaniach podstawowych na modelach traktowanych zastępczo jako izotropowe;
- przyjmuje się ciągłość odkształceń w przekrojach poprzecznych oraz ich liniową zależność od naprężeń aż do zniszczenia konstrukcji, co jest zgodne z wynikami badań modeli podstawowych, odwzorowujących pasy lub ścianki;
- pasowo-ściankowa struktura dźwigarów nie będzie zagrożona zewnętrzną utratą stateczności pasa lub ścianki, zniszczenie całej konstrukcji zostanie spowodowane wewnętrzną lokalną utratą stateczności albo rozerwaniem włókien zbrojenia w miejscu najbardziej niebezpiecznym.

Tak sformułowane zagadnienie umożliwia adaptację klasycznych metod statyki konstrukcji cienkościennych do analizy naprężeń w bieżącym przekroju dźwigara. W celu ujednoczenia sposobu postępowania przy wyznaczaniu cech przekroju takich, jak pole powierzchni, moment statyczny, moment bezwładności, konieczne jest ustalenie metody określania wymiarów poprzecznych struktur elementarnych.

Jednostkowe wymiary nominalne elementów podstawowych w przekrojach pasów i ścianek

W strukturach typu pas podstawowym elementem jest przesycone pasmo rowingu. Przekrój poprzeczny pasma może być ukształtowany różnie: może to być przekrój kołowy, eliptyczny lub inny. W wyniku konkretnego procesu technologicznego ostateczny kształt przekroju poprzecznego pasma przesyconego, jaki powstaje po utwardzeniu kompozytu, może znacznie różnić się od otrzymywanego bezpośrednio po przesyconiu, które przeważnie odbywa się w wiązkach pasm.

Przyjmując założenie, że w wiązce nominalnej nie następują ubytki ani zbrojenia, ani spoiwa w stosunku do zamierzonego teoretycznego kompozytu, pole powierzchni przekroju poprzecznego pasma będzie funkcją sumy pól powierzchni przekrojów włókien elementarnych oraz stopnia zbrojenia. Ponieważ (z definicji) objętościowy stopień zbrojenia określa się jako stosunek sumy pól powierzchni przekrojów włókien elementarnych do pola przekroju poprzecznego kompozytu, a więc

$$\gamma_{zo} = \frac{\sum_i^m A_{zi}}{A_{k1}}$$

to korzystając z podanych przez wytwórnę rowingu danych zawierających również $\sum_i^m A_{zi}$, otrzymuje się pole powierzchni pojedynczego pasma po przesyconiu w stopniu γ_{zo} :

$$A_{k1} = \frac{\sum_i^m A_{zi}}{\gamma_{zo}}$$

Po zgrupowaniu k_p pasm podstawowych w każdej z n_w wiązek tworzących łącznie pas dźwigara, nominalne pole powierzchni przekroju poprzecznego pasma kompozytowego wykonanego z danego rowingu przy stopniu zbrojenia γ_{zo} otrzymuje się jako:

$$A_p = n_w \cdot k_p \frac{\sum_i^m A_{zi}}{\gamma_{zo}}$$

Pewną trudność stanowi określenie pola przekroju poprzecznego ścianek. Biorąc pod uwagę, że wymiary wysokości lub długości ścianki wynikają z ustalonych (jako nadrzędne) wymiarów dźwigara w danym przekroju, zadanie można sprowadzić do określenia metody wyznaczenia nominalnej grubości ścianki. Wymaga to wprowadzenia pojęcia: **jednostkowa grubość nominalna**. Przez jednostkową grubość nominalną δ_1 rozumie się grubość jednowarstwowego kompozytu zbrojonego tkaniną o gramaturze q_t przy zachowaniu masowego stopnia zbrojenia γ_{zm} i przy założeniu, że nie następują żadne ubytki tworzyw wyjściowych w czasie formowania kompozytu i, że grubość ta jest stała na całej powierzchni kompozytu. Dla kompozytu dwuskładnikowego, złożonego ze spoiwa o gęstości ρ_{sp} , kg/m³, i zbrojenia tkaninowego o gęstości ρ_t , kg/m³, oraz gramaturze q_t , kg/m², jednostkową grubość nominalną można wyznaczyć następująco. Objętość jednowarstwowego kompozytu o powierzchni F_k i nominalnej grubości jednostkowej δ_1 wynosi:

$$V_k = F_k \cdot \delta_1$$

i równa się sumie objętości zbrojenia i spoiwa.

Objętość zbrojenia wyraża się jako:

$$V_s = \frac{m_s}{\rho_s} = \frac{F_k \cdot q_t}{\rho_t}$$

Masę spoiwa, jaką trzeba przesyć zbrojeniem, aby uzyskać kompozyt o masowym stopniu zbrojenia γ_{zm} w zależności od gramatury tkaniny q_t można zastępczo wyrazić przez umowną gramaturę spoiwa q_{sp} :

$$m_{sp} = F_k \cdot q_{sp}$$

a więc gdy z definicji

$$\gamma_{zm} = \frac{m_s}{m_{sp} + m_s}$$

otrzymuje się:

$$\gamma_{zm} = \frac{F_k \cdot q_t}{F_k \cdot q_{sp} + F_k \cdot q_t}$$

Po uproszczeniu przez powierzchnię kompozytu F_k i przekształceniu, wyrażenie na q_{sp} przedstawia się następująco:

$$q_{sp} = q_t \frac{1 - \gamma_{zm}}{\gamma_{zm}}$$

Z kolei objętość spoiwa o masie m_{sp} i gramaturze q_{sp} wynosi:

$$V_{sp} = \frac{m_{sp}}{\rho_{sp}} = \frac{F_k \cdot q_{sp}}{\rho_{sp}}$$

czyli

$$V_{sp} = \frac{F_k \cdot q_t}{\rho_{sp}} \left(\frac{1 - \gamma_{zm}}{\gamma_{zm}} \right)$$

Stąd grubość jednej warstwy kompozytu można otrzymać ze związku $V_k = V_s + V_{sp}$

$$\text{czyli: } F_k \cdot \delta_1 = \frac{F_k \cdot q_t}{\rho_t} + \frac{F_k \cdot q_t}{\rho_{sp}} \left(\frac{1 - \gamma_{zm}}{\gamma_{zm}} \right)$$

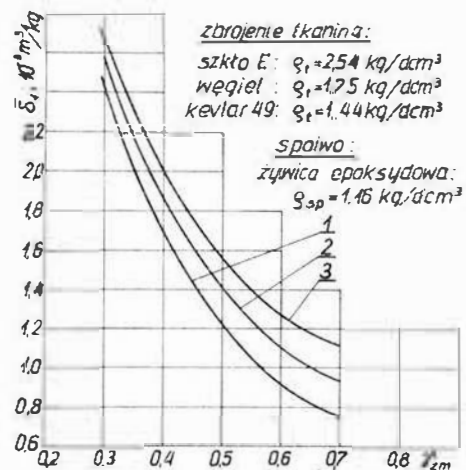
po uproszczeniu i uporządkowaniu, jako:

$$\delta_1 = q_s \left[\frac{1}{\rho_t} + \frac{1}{\rho_{sp}} \left(\frac{1 - \gamma_{zm}}{\gamma_{zm}} \right) \right]$$

Jest to właśnie wyrażenie określające **jednostkową grubość nominalną** kompozytu o stopniu zbrojenia γ_{zm} , gdy zbrojenie tkaninowe ma gramaturę q_t przy gęstości materiału tkaniny ρ_t , a spoiwo ma gęstość ρ_{sp} .

Wykorzystanie tego parametru w analizie wytrzymałościowej konstrukcji nie sprowadza się wyłącznie do wyznaczenia nominalnych wymiarów przekrojów. Może on służyć również do ujednoczenia parametrów wytrzymałościowych.

W badaniach podstawowych struktur typu pas, modelowanych jako izotropowe, wyniki wytrzymałościowe i moduły sprężystości podaje się w MPA, natomiast w przypadku badań struktur typu ścianka (powłoka) odnośnikami do określenia tych cech są np. długość krawędzi powłoki ścinanej lub wysokość ścianki z uwzględnieniem liczby warstw tkaniny zbrojonej n_t , a w przypadku wytrzymałości względnej jeszcze gramatura zbrojenia. Dla przykładu — w przypadku ścianki jednowarstwowej, obciążonej równomiernie wzdłuż krawędzi o długości b siłą, której wartość odpowiadającą zniszczeniu ścianki oznaczono przez $P_{niszczenia}$, wytrzymałość bezwzględna wyrażona w postaci wydatku wynosi:



Rys. 1. Zależność względnej jednostkowej grubości nominalnej kompozytu zbrojonego tkaniną od stopnia zbrojenia γ_{zm} ; zbrojenie tkaniną: 1 — szkło E, 2 — węgiel, 3 — kevlar 49

$$q_n = \frac{P_{niszczenia}}{b}, \text{ np. kN/m}$$

a wytrzymałość względna, czyli odniesiona do gramatury zbrojenia:

$$q'_n = \frac{P_{niszcz}}{b \cdot q_t}, \text{ np. kN/m} \cdot \text{m}^2/\text{kg} \text{ lub kNm/kg}$$

Jeżeli ścianka zawiera n_t warstw takiej samej tkaniny zbrojącej, średnia wytrzymałość jednej warstwy w takiej ścianie będzie odpowiednio:

$$q_n = \frac{P_{niszcz}}{n_t \cdot b}; \quad q'_n = \frac{P_{niszcz}}{n_t \cdot b \cdot q_t}$$

Natomiast w przypadku, gdy ścianka składa się z tkanin różnych sens porównawczy ma tylko wytrzymałość względną wyrażoną jako:

$$q'_n = \frac{P_{niszcz}}{b \cdot \sum_i q_{ti}}$$

Z drugiej strony, stosując wymiary nominalne, w tym nominalną grubość jednostkową, można wyznaczyć wartość naprężeń tnących odpowiadających sile niszczącej P_{niszcz} przy ścinaniu jednej warstwy tkaniny zbrojenia

$$\tau = \frac{P_{niszcz}}{\delta_1 \cdot b}$$

Z porównania wartości siły, która w obu wzorach jest tą samą siłą niszczącą otrzymuje się oczywiście:

$$\tau \cdot \delta_1 = q_n$$

i dalej

$$q'_n = \frac{\tau \cdot \delta_1}{q_t}$$

Wprowadzając parametr:

$$\delta_1 = \frac{\delta_1}{q_t} = \left[\frac{1}{\rho_t} + \frac{1}{\rho_{sp}} \left(\frac{1 - \gamma_{sm}}{\gamma_{sm}} \right) \right]$$

nazywany dalej **nominalną grubością jednostkową** otrzymuje się związek analogiczny do odpowiednich zależności w klasycznej wytrzymałości cienkościennych konstrukcji lotniczych

$$q'_n = \tau \cdot \bar{\delta}_1$$

Uniwersalność parametru $\bar{\delta}_1$ polega na tym, że zależy on wyłącznie od gęstości spoiwa i zbrojenia oraz masowego stopnia zbrojenia. Jest on więc np. dla kompozytów epoksydowo-szkłanych lub dla kompozytów epoksydowo-węglowych funkcją wyłącznie masowego stopnia zbrojenia.

Na rys. 1 pokazano przebieg zależności $\bar{\delta}_1(\gamma_{sm})$ dla kompozytów epoksydowo-szkłanych, epoksydowo-węglowych i epoksydowo-keklarowych. Otrzymano w ten sposób ujednoczoną metodę określania nominalnych wymiarów elementów podstawowych, tzn. przesyconego pasma rowingowego i jednowarstwowej ścianki tkaninowej, w zależności od użytych tworzyw wyjściowych o odpowiednim stopniu zbrojenia.

Uwaga: Literaturę zamieścimy w III cz. artykułu TLiA nr 7/85.

KSIAŻKI LOTNICZE

GRZEGORZEWSKI J.: Śmigłowiec Mi-8. Seria: Typy Broni i Uzbrojenia nr 94. Wyd. MON, Warszawa, 1984 r., s. 16+IV, zł 35.—

W serii TBU ukazał się Śmigłowiec Mi-8. Autor (który opracował już w serii TBU zeszyty o śmigłowcach Mi-1, Mi-2 i Mi-4) na początku zeszytu w przystępny sposób przybliżył czytelnikowi sylwetkę głównego konstruktora M. Mila. Następnie podał historię rozwoju śmigłowca Mi-8, jego charakterystykę, konstrukcję, wersje i zastosowanie oraz na zakończenie dane techniczno-taktyczne.

Pomimo stosunkowo szeroko ujętego tematu przy szczupłej objętości zeszytu, autor nie ustrzegł się pewnych nieścisłości. S.3 — wersji pasażerskiej nie przebudowuje się na sanitarną, ponieważ trzeba byłoby zdjąć całą tapicerkę wewnętrzną, co się nie opłaca. Pojęcie mechanika pokładowego (oczywiście w lotnictwie wojskowym) odnosi się raczej do śmigłowca Mi-4. Dla Mi-8 stosuje się pojęcie technik pokładowy. S.4 — w części opisującej kadłub pominięto wycieraczki na szybach przed pilotami i dwa boczne, wsteczne lusterka (montowane nie na wszystkich egzemplarzach). Gaśnica przenośna znajduje się również w środkowej części kadłuba z lewej strony bocznej wejścia. Na zewnętrznych, bocznych częściach kadłuba są również węzły mocowania kratownic do podwieszania uzbrojenia. S.6 — sygnalizator szczelności dźwigara łopaty (czerwony kołpaczek) nie jest widoczny z miejsca pilota — sprawdza się go tylko podczas postoju śmigłowca na ziemi. Krawędzie natarcia łopaty wirnika nośnego są zabezpieczone stalowymi okuciami — pod nimi znajdują się elementy grzejne. S.7 — na lewym drążku sterowym dowódca załogi znajduje się również przycisk odpalania rakiet. Na lewej dźwigni skoku i mocy znajduje się taktyczny i awaryjny zrzut przenoszonego ładunku

zewnętrzny. S.10 — na śmigłowcach Mi-8 eksploatowanych w lotnictwie polskim nie stosuje się filtrów przeciwpyłowych na wlotach silników — obniżają one moc silników o ok. 30%. S.11 — kanał wysokości „W” pilota automatycznego włącza się dopiero od wysokości 50 m. S.12 — instalacja hydrauliczna śmigłowców Mi-8 najnowszych wersji ma specjalny układ zapobiegający przechyleniu na ogon podczas próby na ziemi. Zbiornik główny jest zbiornikiem rozchodowym, a zbiorniki podwieszane są zbiornikami zasadniczymi, które w wersji pasażerskiej mają większą pojemność: lewy 1140 dm³ i prawy 1030 dm³. Starsze wersje mają młec montowany tylko jeden zbiornik dodatkowy w kabinie śmigłowca, a nowsze dwa. Paliwomierz wskazuje ogólną ilość paliwa w zbiornikach (oraz w każdym oddzielnie), ale tylko w czterech — bez dodatkowego drugiego zbiornika (prawego). S.14 — w wersji pasażerskiej „salonka” w pierwszym pomieszczeniu znajduje się siedzenie dla stewardesy i szatnia (druga szatnia jest w trzecim pomieszczeniu), a bufet jest w środkowym przedziale. S.15 — dla wersji ratowniczej można by dodać, że stosowana jest również do akcji poszukiwania za pomocą urządzeń radiowych załóg, które opuściły awaryjnie statki powietrzne. Do pokazanej na s.6 tablicy przyrządów pokładowych prawego pilota można byłoby dodać również tablicę przyrządów lewego pilota lub obie w jednym ujęciu. S.11 — pokazano wewnątrz „salonki”; dla porównania dobrze byłoby pokazać wewnątrz wersji pasażerskiej i transportowej. Następne zdjęcie na tej stronie przedstawia wg opisu wersję sanitarną, faktycznie jest to wersja ratownicza.

Na środkowej planszy w rzucie z przodu wloty powietrza do silników, a także wyrzutnie pocisków rakiety, są zbyt rozstawione. Na wszystkich bocznych rzutach kolorowych anteny urządzenia „swoj-

-obcy” są naniesione u góry kabiny załogi. Tak jest w śmigłowcach najstarszych wersji produkowanych do końca lat sześćdziesiątych. Nowsze wersje, mające nadajnik małych prędkości (mała wianienka pod belką ogonową), mają także anteny u dołu kabiny załogi.

Papier, na którym drukowana jest książeczka jest niskiej jakości. Boczne rzuty kolorowe przebijają na drugą stronę okładki. Zdjęcia mało wyraźne. Plansze kolorowe rażą niezgodnością kolorów — jest to z pewnością wina poligrafii. W malowaniu maskującym nie ma koloru niebieskiego (plansza środkowa). Napis LOT na bocznej sylwetce na s. 3 okładki powinien być granatowy, a osłony silników śmigłowca AEROPOL-u czarne. Brak sylwetki w barwach INSTAL-u. Czerwony pas na sylwetce śmigłowca przedsiębiorstwa SLOV-Air powinien być również na lewych drzwiach wejściowych. Oprócz powyższych barw polskie lotnictwo wojskowe stosuje aktualnie trzy warianty malowania: 1 — pokazany na 1 s. okładki oraz na s. 12, 2 — powłócznle górne i boczne khaki i dolne jasny błękit, 3 — warlant maskujący, powłócznle górne i boczne w odcieniach kolorów: żółta zieleń, ciemna zieleń i szaroniebieski lub piaskowy, dolna powierzchnia kadłuba jasny błękit.

Ostatnia strona okładki przedstawia wersję pasażerską w barwach AEROPOL-u — czy nie byłoby właściwie pokazać ten przekrój w polskich barwach? Polskie lotnictwo również dysponuje śmigłowcami pasażerskimi.

Powyższe małe uchybienia nie umniejszają wartości pracy. Biorąc pod uwagę ogromną popularność serii TBU należy się spodziewać, że czytelnicy pragnący zapoznać się bliżej z polskim lotnictwem będą z pewnością oczekiwać kolejnego zeszytu opisującego następny śmigłowiec.

B.K.

Pilatus PC-9 • Szwajcaria •

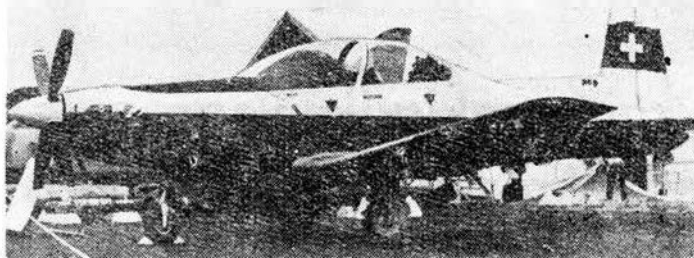
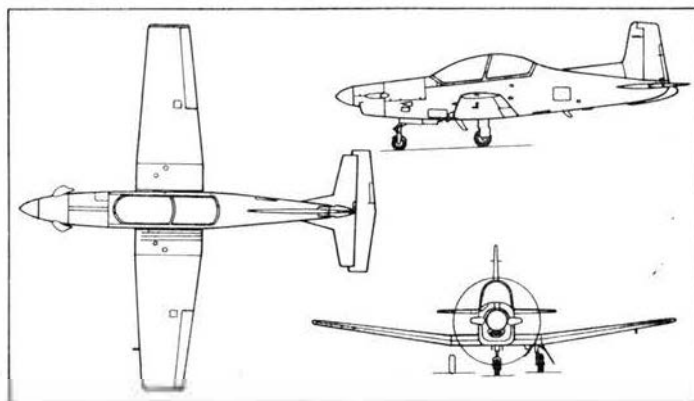
Samolot turbośmigłowy do szkolenia podstawowego

Jednym z czterech nowych typów samolotów szkolno-treningowych spełniających brytyjskie wymagania AST 412 na następcę samolotu Jet Provost jest turbośmigłowy PC-9 firmy Pilatus, jakkolwiek został on zaprojektowany niezależnie od tych wymagań. Samolot PC-9 jest bardzo zbliżony budową do swego poprzednika PC-7, jednak z wyjątkiem podwozia nie ma z nim wspólnych elementów. Metalowa struktura ma niektóre niepracujące części wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym. Płat ma nieznacznie mniejszą rozpiętość przy nie zmienionym obrysie. Sterowanie jest ręczne, kłapy są uruchamiane hydraulicznie, podobnie jak jednopłytowy hamulec aerodynamiczny pod kadłubem, natomiast klapki wyważające steru wysokości i kierunku — elektrycznie. Samolot jest wyposażony w katapultowane fotele Martin Baker Mk CH 11A, przy czym tylny fotel znajduje się o 150 mm wyżej od przedniego. Do napędu zastosowano silnik Pratt Whitney PT6A-62 o mocy 858 kW (1165 KM) — samolot PC-7 jest napędzany silnikiem PT6A-25A o mocy 412 kW (560 KM). Instalacja elektryczna składa się z układu prądu stałego 28 V zasilanego przez prądnico-rozrusznik i akumulator niklowo-kadmowy oraz z dwóch układów prądu zmiennego 115 V i 26 V zasilanych przez przetwornice. Współczynniki obciążenia samolotu wynoszą 7 g i -3,5 g.

Pierwszy prototyp PC-9 rozpoczął loty w maju, a drugi w lipcu 1984 r. Certyfikat ma być wydany w grudniu 1985 r., przy czym będzie już wówczas latać sześć samolotów seryjnych. Cena samolotu ma wynosić 1,35 mln dol. wg kursu z 1984 r. Firmy Pilatus i British Aerospace zawarły porozumienie, zgodnie z którym, w przypadku wyboru samolotu PC-9 przez RAF, firma BAe podejmuje jego produkcję.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,12 m
Długość	10,05 m
Wysokość	3,26 m
Powierzchnia nośna	16,29 m ²
Masa własna	1610 kg
Masa paliwa	400 kg
Masa do startu maks.	3040 kg



Fot. A. Glass

Masa do akrobacji	2200 kg
Prędkość maks.	593 km/h
Prędkość przelotowa	522 km/h
Prędkość przeciągnięcia	128 km/h
Wznoszenie maks.	20,32 m/s
Pułap praktyczny	12 190 m
Długość startu na 15 m	410 m
Długość lądowania z 15 m	475 m
Zasięg na wysokości 3050 m bez rezerwy paliwa	1220 km

Uwaga: osiągi odnoszą się do samolotu o masie do startu 2200 kg.

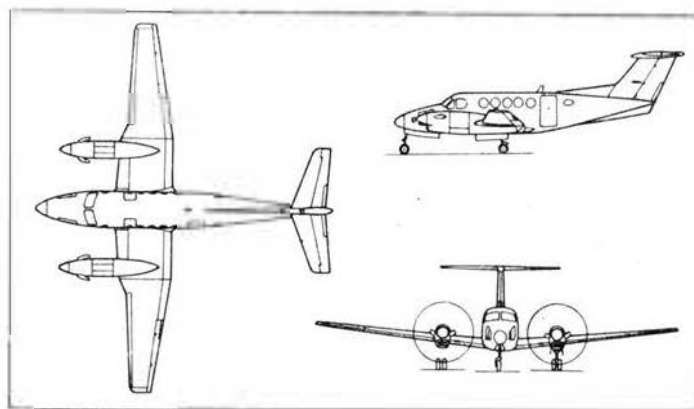
W.K.

Beechcraft Super King Air 300 • USA •

Turbośmigłowy samolot służbowo-pasażerski

Firma Beechcraft przekazała do produkcji nowy samolot ze znanej serii King Air, Super King Air 300. ●d poprzedzającego go Super King Air 200 różni się on wysuniętymi o 1,27 mm do przodu krawędziami natarcia środkowej części płata, ukształtowaniem gondol silnikowych, zastosowaniem silników Pratt Whitney PT6A-60A o mocy 784 kW (1065 KM) zamiast silników PT6A-42 o mocy 633 kW (860 KM) oraz wyposażeniem. Poza tym zmieniono zakończenie głównego dźwigara, tak aby dolne sworznie okuć mogły pracować na ścinanie, a nie na rozciąganie — jest to związane ze zwiększonymi obciążeniami płata wynikającymi z większej masy samolotu. Wysunięcie do przodu krawędzi natarcia środkowej części płata zapobiega wzrostowi — wskutek zwiększonej masy samolotu — prędkości przeciągnięcia i przesuwu do przodu o 76 mm dopuszczalne przednie położenie środka ciężkości. Gondole silnikowe ciasniej otaczają silniki, dzięki czemu ich przekrój czołowy zmniejszył się z 568 do 452 cm². Podwozie wciągane jest hydraulicznie, a nie elektrycznie jak w Super King Air 200, przy czym mimo większych wymiarów opon koła chowają się całkowicie. W wyposażeniu kabiny (dwuosobowa załoga, 6 miejsc w wersji służbowej i 13 w wersji pasażerskiej, różnica ciśnienia 0,45 daN/cm²) zastosowano nowe, lżejsze materiały i ulepszone ogrzewanie; wszystkie elementy kabiny, z wyjątkiem foteli, są izolowane od drgań kadłuba za pomocą gumowych połączeń.

Samolot otrzymał certyfikat zgodnie z FAR 41C. Jego ce-

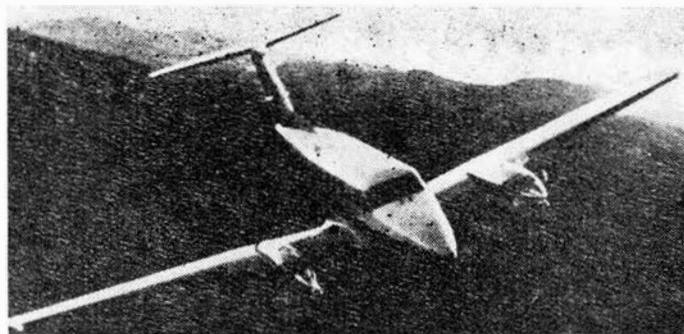


na z kolorowym radarem Sperry Primus 200 i urządzeniami nawigacyjno-radiowymi firmy Collins ma wynosić 2 340 000 dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	16,61 m
Długość	13,34 m
Wysokość	4,57 m
Powierzchnia nośna	28,15 m ²
Wydłużenie płata	9,80
Masa bez paliwa maks.	5216 kg
Masa paliwa maks.	1635 kg

Masa użyteczna samolotu ze standardowym wyposażeniem	2635	kg
Masa do startu i lądowania maks.	6350	kg
Prędkość przelotowa maks. na wysokości 7315 m	583	km/h
Prędkość przelotowa normalna na wysokości 5485 m	569	km/h
na wysokości 10 670 m	526	km/h
Prędkość ekonomiczna na wysokości 5485 m	390	km/h
na wysokości 10 670 m	450	km/h
Wznoszenie maks.	14,4	m/s
Długość startu na 15 m	673	m
Zasięg z 8 pasażerami i 380 kg bagażu, z 45-min rezerwą paliwa	2590	km



W.K.

MAGAZYN TECHNOLOGA

PRZEMYSŁU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO

Praca zakładkowego złącza klejowego w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów

Dr inż. JAN GODZIMIRSKI

Klejanie jest jedną z metod trwałego łączenia części maszyn. Charakteryzuje je zarówno wiele cennych zalet takich jak: możliwość zmniejszenia masy konstrukcji, możliwość łączenia różnych materiałów i elementów znacznie różniących się grubością, jak również wady, np. mała stabilność cieplna lub stosunkowo duża szybkość procesów starzeniowych połączeń.

Na ograniczenie konstrukcyjnego zastosowania klejenia wpływa brak ścisłych metod obliczeniowych wytrzymałości połączeń klejowych. Wytrzymałość projektowanych konstrukcji wyznacza się najczęściej metodami niszczącymi, przeznaczając do badań prototypy gotowych wyrobów lub próbki modelowe zbliżone kształtem i wymiarami do klejonych węzłów projektowanej konstrukcji. Znanym zależnościom analitycznym [1, 2, 3] określającym rozkład naprężeń w sklejinach pracujących na ścinanie przypisuje się raczej znaczenie pogładowe — uważa się, że umożliwiają one jedynie jakościową ocenę wpływu czynników konstrukcyjnych na wytrzymałość tych połączeń. Zależności te wprowadzono, przyjmując pewne założenia upraszczające, z których najważniejsze to liniowa sprężystość sklejin i klejonych elementów. Założenie liniowej sprężystości kleju w całym zakresie jego odkształceń można uznać za dopuszczalne jedynie dla niektórych stosunkowo kruchych klejów konstrukcyjnych, np. epoksydowych, które z przybliżeniem wykazują właściwości ciał liniowo-lepkosprężystych, a więc dla określonych prędkości odkształceń liniowo-sprężystych.

W celu zmniejszenia masy konstrukcji, np. lotniczych, dopuszcza się coraz częściej pracę niektórych ich elementów w pewnym zakresie odkształceń plastycznych. Celem przedstawionej pracy jest próba analitycznego ujęcia wpływu przekroczenia granicy plastyczności w klejonych elementach na wytrzymałość zakładkowego złącza klejowego pracującego na ścinanie.

Założenia

Założono, że klej wykazuje właściwości ciała liniowo-lepkosprężystego, co pozwala traktować go jak ciało liniowo-sprężyste dla określonych prędkości obciążenia skleiny. Przyjęto, że klejone materiały (metale) wykazują właściwości ciał sprężysto-plastycznych z umocnieniem (rys. 1). Taki model krzywej rozciągania jest dopuszczalny dla wię-

kszości metali, jeśli przy próbie statycznego rozciągania uwzględnia się, że w trakcie rozciągania materiał ulega odkształceniom poprzecznym. Model ciał sprężysto-plastycznych z umocnieniem stosuje się z powodzeniem np. do obliczania parametrów przeróbki plastycznej metali. Kąt pochylenia krzywej rozciągania po przekroczeniu granicy plastyczności nazywa się modułem umocnienia i oznacza się literą D . Analizie poddano klasyczne zakładkowe złącze klejowe dwóch elementów metalowych różniących się sztywnością na rozciąganie. Założono, że ze względu na różną sztywność na rozciąganie klejonych elementów odkształcenia plastyczne wystąpią jedynie w elemencie charakteryzującym się mniejszą sztywnością. Przyjęto, że rozkład naprężeń tnących w rozpatrywanej skleinie z dostateczną dokładnością opisuje zależność wyprowadzona przez Volkersena, a występujące w takiej skleinie naprężenia normalne można praktycznie pominąć.

Metoda rozwiązania problemu

Naprężenia tnące w skleinie rozpatrywanego połączenia pracującego na ścinanie (rys. 2) są funkcją kąta odkształcenia kleju i jego modułu sprężystości postaciowej G :

$$\tau = \gamma \cdot G \quad (1)$$

Uwzględniając przyjęty model kleju, mamy $G = \text{const}$, a więc

$$d\tau = d\gamma \cdot G \quad (2)$$

Zmianę kąta odkształcenia skleiny na jego elementarnym wycinku dx można przedstawić zależnością:

$$d\gamma = \frac{\Delta dx_1}{\delta_k} - \frac{\Delta dx_2}{\delta_k} \quad (3)$$

w której:

- δ_k — grubość skleiny,
- Δdx_1 Δdx_2 — odkształcenia elementarnych wycinków blach (dx) spowodowane naprężeniami normalnymi występującymi w blachach ($\sigma_1(x)$, $\sigma_2(x)$).

W przypadku sprężystego odkształcenia klejonych blach zgodnie z prawem Hoocka:

$$\frac{d\sigma_1}{dx} = \frac{\sigma_1(x)}{E} \quad (4a)$$

a w przypadku odkształcenia plastycznego:

$$\frac{d\sigma_1}{dx} = D \quad (4b)$$

Podstawiając (3) i (4a) lub (4b) do (2) otrzymujemy:

$$d\tau = \frac{\sigma_1(x)}{E_1} \cdot \frac{dx G}{\delta_k} - \frac{\sigma_2(x)}{E_2} \cdot \frac{dx G}{\delta_k} \quad (5a)$$

$$d\tau = \frac{\sigma_1(x)}{D_1} \cdot \frac{dx G}{\delta_k} - \frac{\sigma_2(x)}{E_2} \cdot \frac{dx G}{\delta_k} \quad (5b)$$

Z warunku równowagi sił działających na elementarny wycinek blachy połączenia klejowego (rys. 3):

$$d\sigma_1(x) \delta_1 = \tau(x) dx \quad (6)$$

można obliczyć

$$d\tau(x) = \frac{d^2 \sigma_1(x)}{dx^2} dx \delta_1 \quad (7)$$

Podstawienie zależności (7) do równania (5a) umożliwia uzyskanie równania różniczkowego opisującego rozkład naprężeń normalnych w blasze 1 na odcinku skleiny przy założeniu sprężystych odkształceń obu blach:

$$\frac{d^2 \sigma_1(x)}{dx^2} = \frac{G}{\delta_k \delta_1} \left(\frac{\sigma_1(x)}{E_1} - \frac{\sigma_2(x)}{E_2} \right) \quad (8)$$

Z warunku równowagi sił działających na odcinek połączenia klejowego (rys. 4) mamy:

$$\sigma_{01} \delta_1 = \sigma_1(x) \delta_1 + \sigma_2(x) \delta_2 \quad (9)$$

Uwzględnienie zależności (9) umożliwia przedstawienie równania (8) w postaci:

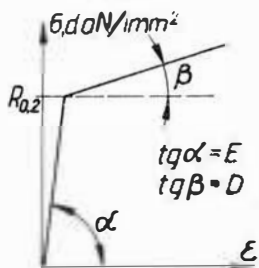
$$\frac{d^2 \sigma_1(x)}{dx^2} = \frac{G \sigma_1(x)}{\delta_k} \frac{E_1 \delta_1 + E_2 \delta_2}{E_1 \delta_1 \cdot E_2 \delta_2} - \frac{G}{\delta_k} \frac{\sigma_{01}}{E_2 \delta_2} \quad (10)$$

Jeżeli w blasze oznaczonej 1 na pewnym odcinku zostanie przekroczona granica plastyczności materiału, to równanie różniczkowe opisujące rozkład naprężeń normalnych w blasze na tym odcinku przybierze postać:

$$\frac{d^2 \sigma_1(x)}{dx^2} = \frac{G}{\delta_k} \sigma_1(x) \frac{D_1 \delta_1 + E_2 \delta_2}{D_1 \delta_1 \cdot E_2 \delta_2} - \frac{G}{\delta_k} \frac{\sigma_{01}}{E_2 \delta_2} \quad (11)$$

Załóżmy, że na odcinku skleiny $0 \leq x \leq z$ została przekroczona granica plastyczności w blasze oznaczonej 1 i dla tego odcinka obowiązywać będzie zależność (11), zaś dla odcinka skleiny $z \leq x \leq l$ pracującego w zakresie odkształceń sprężystych klejonych blach obowiązuje zależność (10). Zastosowanie podstawic:

$$T = \frac{D_1 \delta_1}{E_2 \delta_2} \quad \text{i} \quad n_1 = \sqrt{\frac{G(1+T)}{\delta_k D_1 \delta_1}}$$



Rys. 1. Wykres rozciągania materiałów sprężysto-plastycznych z umocnieniem: E — moduł sprężystości podłużnej, D — moduł umocnienia

oraz przyjęcie warunków brzegowych:

$$\text{dla } x=0 \quad \sigma_1(x) = \sigma_{01}$$

$$\text{dla } x=l \quad \sigma_1(x) = R_{0,2}$$

pozwala uzyskać rozwiązanie równania (11) w postaci:

$$\sigma_1(x) = \frac{\operatorname{sh} nx \left(R_{0,2} - \sigma_{01} \frac{T}{T+1} \right) + \frac{\sigma_{01}}{T+1} \operatorname{sh} n(z-x)}{\operatorname{sh} nz} + \sigma_{01} \frac{T}{T+1} \quad (12)$$

Zastosowanie zaś podstawic:

$$S = \frac{E_1 \delta_1}{E_2 \delta_2} \quad \text{i} \quad m = \sqrt{\frac{G(1+S)}{\delta_k E_1 \delta_1}}$$

oraz przyjęcie warunków brzegowych:

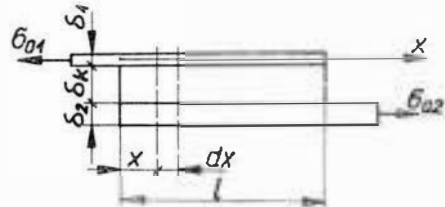
$$\text{dla } x=z \quad \sigma_1(x) = R_{0,2}$$

$$\text{dla } x=l \quad \sigma_1(x) = 0$$

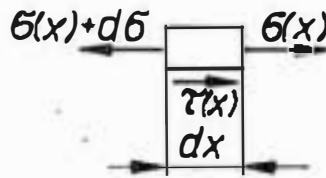
umożliwia rozwiązanie równania (10):

$$\sigma_1 = \sigma_{01} \frac{S}{S+1} + \frac{R_{0,2} \operatorname{sh} m(l-x) - \frac{S}{S+1} \sigma_{01} [\operatorname{sh} m(l-x) + \operatorname{sh} m(x-z)]}{\operatorname{sh} m(l-z)} \quad (13)$$

Wykorzystanie równania (6) pozwala określić rozkład



Rys. 2. Model obciążenia złącza zakładowego pracującego na ścinanie



Rys. 3. Obciążenie elementarnego wycinka blachy połączenia klejowego pracującego na ścinanie

naprężeń tnących w skleinie na odcinku plastycznych odkształceń blach zależnością:

$$\tau(x) = \sqrt{\frac{G(1+T)\delta_1}{\delta_k D_1}} \frac{\operatorname{ch} nx \left(R_{0,2} - \sigma_{01} \frac{T}{T+1} \right) - \frac{\sigma_{01}}{T+1} \operatorname{ch} n(z-x)}{\operatorname{sh} nz} \quad (14)$$

zaś na odcinku odkształceń sprężystych zależnością:

$$\tau(x) = \sqrt{\frac{G(1+S)\delta_1}{\delta_k E_1}} \frac{S}{S+1} \frac{\sigma_{01} [\operatorname{ch} m(l-x) + \operatorname{ch} m(x-z)] - R_{0,2} \operatorname{ch} m(l-x)}{\operatorname{sh} m(l-z)} \quad (15)$$

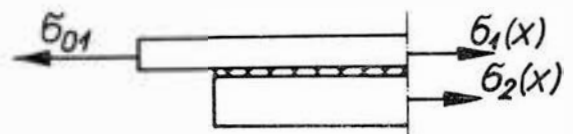
Zarówno w równaniach (12), (13) jak i (14), (15) występuje niewiadoma z określającą położenie punktu, w którym poziom naprężeń w mniej sztywnej blasze 1 jest równy granicy plastyczności materiału — $R_{0,2}$. Zależność między wartością naprężeń w nie objętej skleiną częścią blachy 1 (σ_{01}), a wartością z można wyznaczyć z warunku, że naprężenia tnące w punkcie $x=z$ obliczone w zależności (14) i (15) są sobie równe:

$$\sigma_{01} = \frac{R_{0,2} [\operatorname{ch} nz + \sqrt{\frac{(1+S)T}{(1+T)S}} \frac{\operatorname{sh} nz \operatorname{ch} m(l-z)}{\operatorname{sh} m(l-z)}]}{T \operatorname{ch} nz + 1} + \frac{S}{S+1} \sqrt{\frac{1+S}{1+T}} \frac{T \operatorname{sh} nz [\operatorname{ch} m(l-z) - 1]}{S \operatorname{sh} m(l-z)} \quad (16)$$

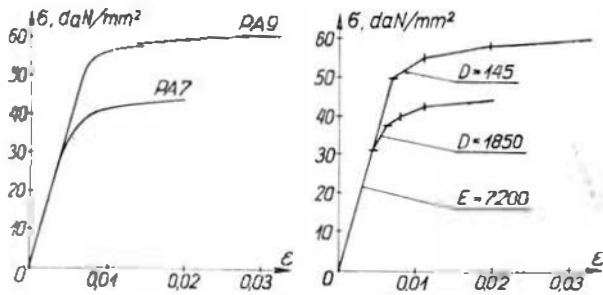
Uwzględniając, że:

$$\operatorname{ch} m(l-z) \approx \operatorname{sh} m(l-z) \gg 1$$

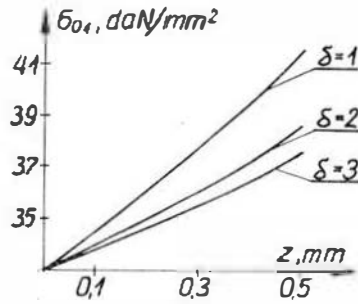
zależność (16) można uprościć do postaci:



Rys. 4. Model obciążenia wycinka złącza klejowego pracującego na ścinanie



Rys. 5. Wykres rozciągania duralu PA7a i PA9 oraz interpolacja krzywych rozciągania odcinkami prostymi



Rys. 6. Zależność naprężeń normalnych w klejonym elemencie od położenia punktu, w którym naprężenia normalne osiągnęły granicę plastyczności materiału $R_{0,2} = 33$ daN/mm²

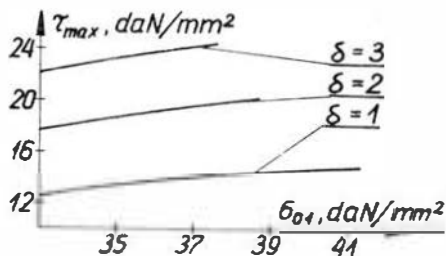
$$\sigma_{0,1} \approx \frac{R_{0,2} \left[\epsilon \ln z + \sqrt{\frac{(1+S)T}{(1+T)S} \operatorname{sh}nz} \right]}{\frac{T \epsilon \ln z + 1}{T+1} + \sqrt{\frac{S \cdot T}{(1+T)(1+S)} \operatorname{sh}nz}} \quad (17)$$

Analiza uzyskanych zależności

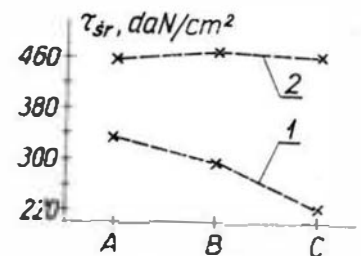
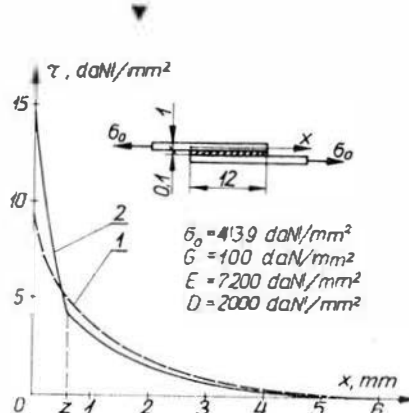
Rozważając wytrzymałość połączeń klejowych, należy określić zależność wartości maksymalnych naprężeń występujących w skleinie od obciążenia złącza, np. poziomu naprężeń w klejonych elementach $\sigma_{0,1}$. Wartość maksymalnych naprężeń tnących występujących w skleinach rozpatrywanych połączeń pracujących na ścinanie w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów można wyznaczyć z zależności (14) podstawiając za α wartość 0. W równaniu (14) występują m.in. dwie zależne od siebie wielkości z i $\sigma_{0,1}$. W związku z tym, że równanie (17) trudno jest tak przekształcić, aby uzyskać zależność $z = f(\sigma_{0,1})$ należy dla konkretnego złącza sporządzić wykres $\sigma_{0,1} = f(z)$ i z tego wykresu wyznaczać wartości z dla określonego poziomu naprężeń $\sigma_{0,1}$.

W celu określenia orientacyjnej wartości modułów umocnienia stopów PA7a i PA9 (materiałów często łączonych techniką klejenia) wykonano próby rozciągania próbek z blach tych gatunków i uzyskane krzywe interpolowano odcinkami linii prostych (rys. 5). Można przyjąć, że moduł umocnienia duralu PA7a w zakresie naprężeń $\sigma = 31 \div 37,5$ daN/mm² jest rzędu $D \approx 1850$ daN/mm², a superdu-

Rys. 9. Rozkłady naprężeń tnących w skleinach pracujących na ścinanie jednakowo obciążonych przy: 1 — sprężystych odkształceniach obu klejonych elementów $R_{0,2} > \sigma_{0,1}$; 2 — przekroczeniu granicy plastyczności w klejonych elementach $R_{0,2} = 33$ daN/mm²



Rys. 7. Zależność maksymalnych naprężeń tnących w skleinie połączenia pracującego w zakresie naprężeń plastycznych od wartości naprężeń normalnych w klejonym elemencie



Rys. 10. Porównanie wytrzymałości klejów A, B i C za pomocą próbek: 1 — jednozakładowych pracujących w zakresie odkształceń sprężystych klejonych blach i 2 — dwunakładowych pracujących w zakresie odkształceń plastycznych

(cienkie blachy i duży moduł umocnienia materiału), wzrost wartości maksymalnych naprężeń tnących w sklecinie spowodowany przekroczeniem granicy plastyczności klejonych materiałów jest rzędu 75%.

W przypadku pracy połączeń klejonych w zakresie sprężystych odkształceń klejonych elementów (klejonych na zakładkę większą od granicznej) wartość maksymalnych naprężeń tnących w sklecinach jest liniową funkcją obciążenia (rys. 8) i wytrzymałość takich połączeń jest proporcjonalna do wartości naprężeń niszczących kleju (σ_n). Dla zakresu plastycznych odkształceń klejonych elementów zależność taka nie zachodzi — praktycznie wytrzymałość takich połączeń wykonanych za pomocą klejów różniących się właściwościami wytrzymałościowymi może być porównywalna. Ilustruje to rys. 10 wykonany na podstawie [4]. Wytrzymałość próbek jednozakładkowych pracujących w zakresie odkształceń sprężystych wyraźnie zależy od rodzaju zastosowanego kleju, gdy wytrzymałość próbek dwunakładkowych, w związku z ich pracą w zakresie odkształceń plastycznych, jest praktycznie jednakowa.

Wnioski

● Połączenia klejowe pracujące na ścinanie charakteryzuje zmienny rozkład naprężeń tnących w sklecinie. Przekroczenie granicy sprężystości klejonych materiałów powoduje zmianę rozkładu naprężeń tnących i większy stopień ich spiętrzenia, a więc spadek wytrzymałości połączenia.

● Wzrost naprężeń tnących w sklecinach spowodowany przekroczeniem granicy plastyczności klejonych materiałów w dużym stopniu zależy od wartości ich modułu umocnienia oraz wymiarów złącza klejowego, a zwłaszcza grubości klejonych elementów. Jest on mniejszy w przypadku klejenia cieńszych elementów charakteryzujących się dużą wartością modułu umocnienia.

● Wytrzymałość zakładkowego złącza klejowego pracującego na ścinanie w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów w istotny sposób zależy od wymiarów złącza i właściwości klejonych materiałów, a w mniejszym stopniu od właściwości wytrzymałościowych kleju.

● Złącza klejowe superduralu PA9 mogą przenosić większe obciążenia w porównaniu ze złączami duralu PA7ta w związku z wyższą granicą plastyczności stopu PA9. Jednak ze względu na niską wartość modułu umocnienia tego materiału, praca jego połączeń klejowych w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów jest bardziej niebezpieczna niż duralu PA7ta.

LITERATURA

1. O. VOLKERSEN: *Luftfahrtforschung*, 1938, 15, 41.
2. P. MISZTAŁ: *Archiwum Budowy Maszyn* 1958, t. III, z. 1, 35.
3. K. GRUDZIŃSKI, J. LORKIEWICZ: *Przegląd Mechaniczny*, 1970, 8, 253.
4. S. DONIMIRSKI: *Biuletyn WAT*, 1969, 9, 74.
5. J. GODZIMIRSKI: *Biuletyn WAT*, 1983, 9, 103.

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (III)

Inż. ADAM SKARBIŃSKI

Lata 1965÷1969

W latach 1965÷1969 nadal pracowała grupa technologów w Dziale Głównego Technologa (TT), równoległym do Działu Głównego Konstruktora w pionie Głównego Inżyniera. Pod względem organizacyjnym okres ten charakteryzuje się uściśleniem wyspecjalizowanych grup pracowników. Pokazuje to schemat organizacyjny Działu TT (rys. 10) z 19.12.1966 r. I tak pracowała Sekcja Technologiczna prowadzona przez inż. J. Ciciśłę i Sekcja Oprzyrządowania Specjalnego i Urządzeń prowadzona przez inż. A. Ficonia oraz pracował specjalista ds. metalurgiczno-chemicznych i funkcjonowała Sekcja Normowania Materiałów.

W dalszym ciągu DPP w Jeżowie i Wrocławiu zajmowały się technologią szczegółową, natomiast w Bielsku, w wyniku kolejnego przeglądu organizacyjnego, przydzielono ją do opracowań Działu TT. Zwiększył się więc znacznie stan osobowy tego działu (średnio 17 osób z Głównym Technologiem). W związku z tym powstała Sekcja Normowania Pracy, którą prowadził technik A. Michoń.

Zakres opracowań technologicznych rozszerzył się o:

— projektowanie zakładów szybowcowych (rozbudowa zakładów produkujących szybowce w Bielsku); nawiązano więc współpracę z Przedsiębiorstwem Projektowo-Technologicznym Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL-Kraków i zakładowym Działem Inwestycji (przejsię do nowych hal produkcyjnych i budynku administracyjno-biurowego nastąpiło w 1969 r.),

— budowę zakładów szybowcowych poza krajem w porozumieniu z Centralą Eksportu Kompletnych Obiektów Przemysłowych CEKOP w Warszawie.

Technologia weszła na stałe do procesu budowy szybowców i jako specjalizacja techniczna stała się jednym z sąsiednich członów w tworzeniu nowych projektów. Ingerencja technologiczna w sprawy konstrukcyjne zaczynała się już od tworzenia założeń i projektów wstępnych szybow-

ców, przy deskach kreślarskich prowadzono konsultacje technologiczne, rysunki konstrukcyjne były podpisywane przez technologów. Wprowadzono nowy dokument pt. „Ustalenia dotyczące uruchomienia budowy...”, który powstawał u Głównego Technologa przy współudziale wszystkich zainteresowanych specjalistów. W dokumencie tym uwzględniono: technologa prowadzącego obok prowadzącego konstruktora, uprawnionych do nanoszenia zmian na dokumentacji, sposób nanoszenia zmian, rozdzielnik dokumentacji, zakres kooperacji itd. Ten bardzo ważny i praktyczny dokument był źródłem wszelkich informacji w czasie przebiegu budowy nowego wyrobu.

W ten sposób uściśliła się opieka technologiczna nad każdą nową konstrukcją, a zarazem większego znaczenia nabrał prowadzący technolog. Przeważnie technologzy prowadzili kolejne typy szybowców tworzących całe rodziny konstrukcyjne (tabl. 3), jeżeli było to możliwe ze względów organizacyjnych.

Produkcja seryjna szybowców charakteryzuje się tym, że poszczególne egzemplarze trafiają do różnych odbiorców, którzy mają swoje wymagania co do niektórych szczegółów konstrukcyjnych, wyposażenia i malowania zewnętrznego. Wyposażenie szybowca, powtarzające się w każdym egzemplarzu, nazywano wyposażeniem normalnym, zaś wyposażenie zależne od życzeń odbiorcy — wyposażeniem specjalnym. Często zdarzało się, że gotowy egzemplarz trzeba było przerabiać. Aby tego uniknąć, na wniosek technologów wprowadzono dokument towarzyszący produkcji, pod nazwą „Stan dostaw szybowca”. W porę dostarczony dokument pozwolił na zlikwidowanie niepotrzebnych strat produkcyjnych.

W pracach nad postępem technologicznym położono nacisk szczególnie na wprowadzenie małej mechanizacji robót ręcznych i na podwyższenie jakości produkowanego sprzętu przez ustalenie rodzajów prób laboratoryjnych (połączone z wyposażeniem w odpowiednie urządzenia pomiar-

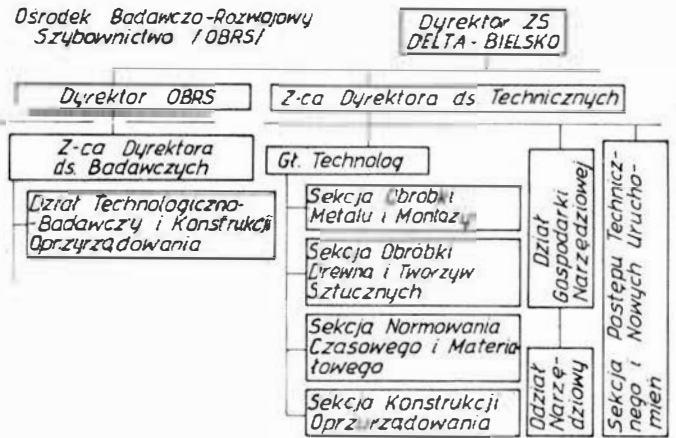
TABLICA 3.

Szybowce i wyroby SZD	Prowadzący technolodzy*)
SZD-19-2A Zefir 2 — seria Jeżów	J. Jureczek
SZD-21 Kobuz 1	E. Czerbak
SZD-21-2 Kobuz 2 (skrzydło)	—
SZD-21-2A Kobuz 2A (kadłub)	—
SZD-21-2B Kobuz 3 — seria Wrocław	A. Ficoń, E. Sobczak (NZW)
THL-2B helm lotniczy — seria Bielsko	R. Machnowski
THL-3 helm lotniczy — seria Bielsko	R. Machnowski
SZD-24C Foka — seria Poznań, Wrocław	A. Ficoń, Z. Konieczny (Poznań), St. Skopiński (NZW)
SZD-24-3 Foka 3 (skrzydło)	R. Machnowski
SZD-24-4 Foka 4 (skrzydło)	A. Ficoń
SZD-24-4A Foka 4 — seria Wrocław	A. Ficoń, E. Sobczak (NZW)
SZD-25A Lis — seria Krosno	J. Cieśla, J. Jurozek
SZD-27 Kormoran (skrzydło)	J. Cieśla, A. Ficoń
SZD-27 Kormoran	J. Cieśla, A. Ficoń
SZD-29 Zefir 3	J. Jureczek
SZD-30 Pirat — seria Wrocław, Bielsko, Świdnik, Jeżów	J. Cieśla, E. Sobczak, J. Rymarowicz (NZJ)
SZD-31 Zefir 4	J. Cieśla
SZD-32 Foka 5	J. Cieśla, E. Sobczak (NZW)
SZD-32 Foka 5A — seria Wrocław	J. Cieśla, E. Sobczak (NZW)
SZD-33 Bocian bis-1E — seria Jeżów	J. Cieśla, A. Ficoń, R. Wojtuszek (NZJ)
SZD-31 Bocian 3 (nie uruchomiony)	J. Cieśla
SZD-35 Bekas	J. Cieśla, J. Kubalańca
SZD-36 Cobra 15 — seria Wrocław	J. Cieśla, E. Sobczak (NZW)
SZD-37 Jantar x17	W. Gębala
SZD-39 Cobra 17	J. Cieśla
SZD-40x Halay	W. Gębala
SZD-41 Jantar Std	W. Gębala
SZD-41A Jantar Std — seria Bielsko	J. Soltysiak
SZD-41B Jantar Std	W. Gębala
SZD-42 Jantar 2	W. Gębala
SZD-42-1 Jantar 2 — seria Bielsko	W. Gębala
SZD-42-2 Jantar 2B — seria Bielsko	W. Gębala do 1978 r., potem J. Szlauer
SZD-43 Orion	J. Kubalańca
SZD-44 szybowiec perspektywiczny	J. Kubalańca
SZD-45 Ogar	J. Kubalańca
SZD-45 Ogar F	St. Klusak
SZD-45A Ogar — seria Bielsko	M. Fodezduk, potem St. Klusak
SZD-47 Klub	Sobolewski
SZD-48 Jantar Std 2	J. Soltysiak
SZD-48-1 Jantar Std 2 — seria Wrocław, Bielsko	E. Sobczak, potem J. Szlauer
SZD-49 Jantar Std K przedprototyp	W. Gębala
SZD-49 Jantar Std K	K. Mentel
SZD-50 Dromader	W. Gębala
SZD-50-1 Puchacz	W. Gębala
SZD-50-2 Puchacz — seria Bielsko	St. Klusak
SZD-50-3 Puchacz — seria Bielsko	Grzyb, Dziech
SZD-51 Klub przedprototyp	A. Papiorek
SZD-52 Jantar 15 (Krokus)	W. Gębala

*) pierwsze szybowce nie miały technolodów prowadzących

(spawanie, zgrzewanie, klejenie), obróbki cieplnej, powłok ochronnych galwanicznych i lakierniczych. Bardzo ważne były: odbiór stosowanych klejów, wyrobów lakierniczych oraz podział spawaczy na kategorie.

W konstrukcjach oprzyrządowania specjalnego położono duży nacisk na rozwinięcie problemu wymienności poszczególnych zespołów przez odpowiednie projektowanie szybowca z zachowaniem warunków założonego podziału fabrykacyjnego oraz wykonywanie odpowiednich sprawdzeń.



Rys. 12. Schemat organizacyjny Zakładów Szybowcowych DELTA-Bielsko z 1.1.1974 r.

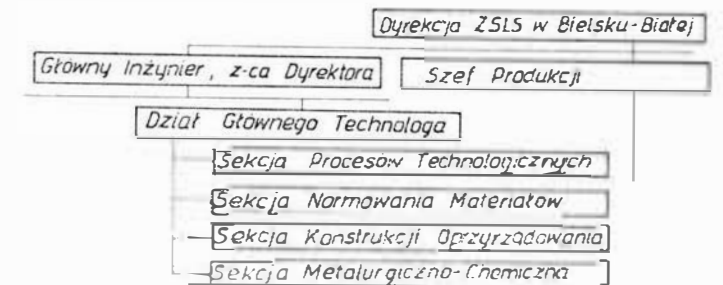
rowe) i dobór metod badań. Problem jakości dotyczył zarówno badań materiałów wprowadzanych do produkcji, jak i prób technologicznych, szczególnie łączenia materiałów

Bogaty materiał zebrany podczas praktyki warsztatowej pozwolił na zapewnienie technologiczności konstrukcji przy projektowaniu. Było to bardzo ważne szczególnie przy przygotowywaniu nowego wyrobu do produkcji seryjnej.

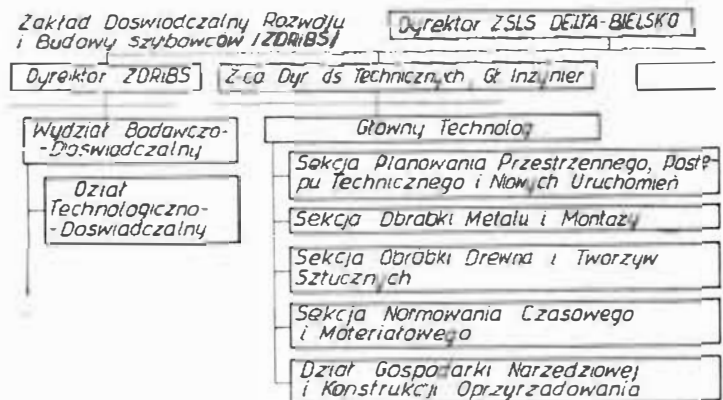
W latach 1965-1969 w Dziale Głównego Technologa opracowano dokumentacje technologiczne prototypów: SZD-31 Zefir 4 (ostatniego z tej rodziny), SZD-32 Foka 5, SZD-36 Cobra 15 i SZD-39 Cobra 17 oraz dokumentacje seryjne szybowców SZD-30 Pirat (pierwsza nazwa Sowa), SZD-33 Bocian 1E, SZD-34 Bocian 3 (szybowiec nie wszedł do produkcji), SZD-36 Cobra 15, a także rozpoczęto opracowywanie dokumentacji prototypu SZD-35 Bekas oraz SZD-37 Jantar x17.

Zgodnie z wynikami prac nad postępem technologicznym utworzono stanowisko do fotochemicznego powielania tras na blachach (inż. R. Machnowski), wyposażono zakład w suszarkę komorową z regulacją temperatury (w której sezonowano ukształtowane osłony pilota ze szkła organicznego), w aparat kielichowy do galwanicznego pokrywania cynkiem drobnych części stalowych, w ręczną przenośną piaskownicę bezpyłową, w aparat do pneumatycznego przedmuchiwania części metalowych, w mieszadło wyrobów lakierniczych o napędzie pneumatycznym. Przebądano i wprowadzono klej rezorcynowy szczególnie do napraw szybowców drewnianych klejonych uprzednio innymi klejami, lakier zdzieralny do czasowej ochrony części ze stopów lekkich, zaciskanie końców linek na chomątkach tulejkami ze stopów lekkich (inż. A. Ficoń). Dział Kontroli Technicznej wyposażono w warstwomierz ołówkowy do pomiaru grubości powłok nałożonych na podłoża ferromagnetyczne, tensometr czujnikowy do kontroli naciągu opłótnienia sterów i lotek oraz tensometr mechaniczny do kontroli naciągu linek napędowych.

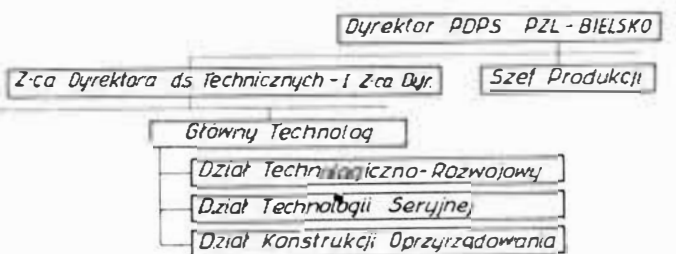
W latach 1964-1970 główny technolog inż. A. Skarbiński, a później technik R. Niedzielski, byli stałymi członkami Podkomisji ds. Farb i Lakerów dla zakładów Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie.



Rys. 10. Schemat organizacyjny Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej z 19.12.1966 r.

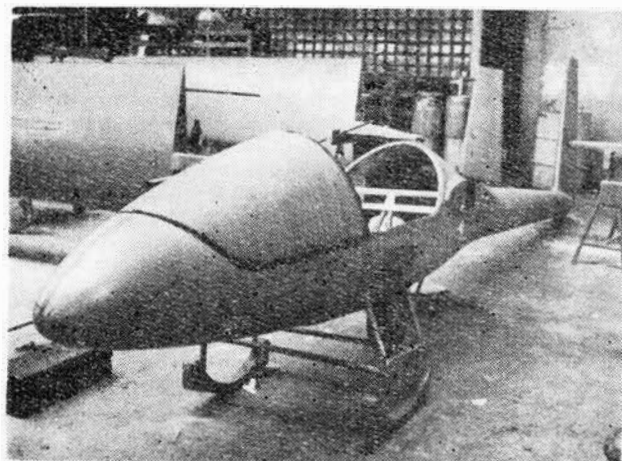


Rys. 11. Schemat organizacyjny Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego DELTA-Bielsko z 13.9.1971 r.

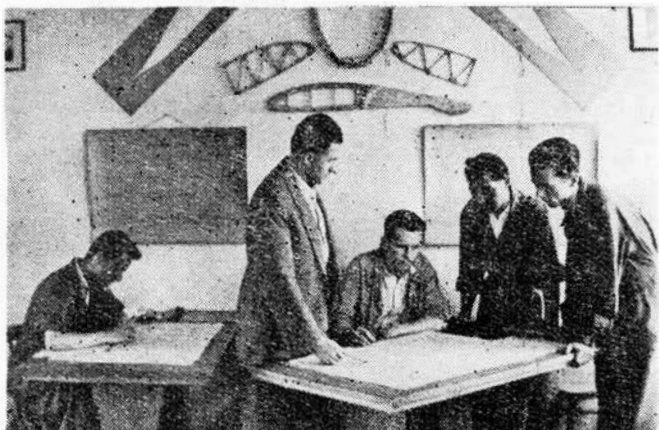


Rys. 13. Schemat organizacyjny Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa (PDPs) PZL-Bielsko z 1.2.1980 r.

W 1968 r. odbyły się XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie. Obok konstrukcji drewnianych, reprezentacja RFN pokazała nowy typ konstrukcji laminatowej, poprzedzonej wieloletnimi badaniami. Sprzęt ten okazał się lepszy od dotychczasowych konstrukcji opartych na drewnie i sklejkę. Stało się jasne, że przyszłość należy do tworzywa sztucznych. Wszyscy zgodnie stwierdzili brak rozczyna technologicznego w tej dziedzinie w polskim przemyśle szybowcowym, a więc brak podstaw do zainicjowania nowych rozwiązań konstrukcyjnych. Technologia stała się czynnikiem decydującym o postępie technicznym. Zaprezentowane laminatowe rozwiązania konstrukcyjne wnosili zupełnie odmienne metody wprowadzania sił skupionych, inne metody łączenia części metalowych z powłokami laminatowymi, niesłychanie duże możliwości rozwijania konstrukcji integralnych, uzyskiwanie doskonałych powierzchni zewnętrznych (licowych) tak pod względem falistości, jak i chropowatości. Konstruktor miał możliwość zrealizowania idei, o której dawno marzył.



Rys. 16. Produkcja kadłuba Jantara



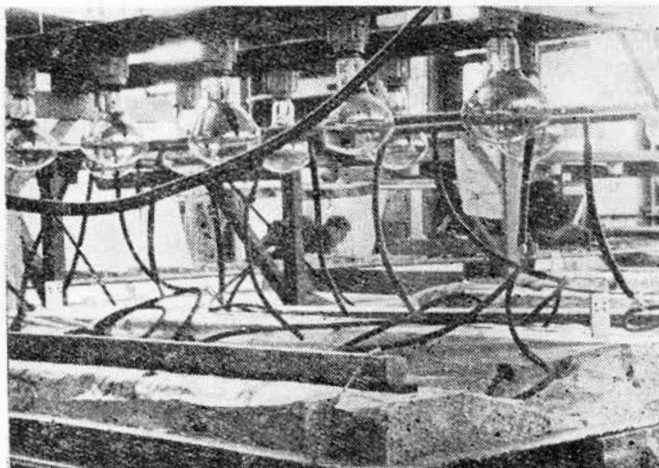
Rys. 14. Grupa technologów SZD; od lewej: J. Eyp, inż. A. Skarbiński, K. Zak, J. Pawlus i J. Zurek

Rozwinięcie zupełnie nowych metod konstruowania było już sygnalizowane na poprzednich kongresach OSTiV, odbywających się z okazji mistrzostw świata. Zbliżał się nowy etap rozwoju szybownictwa.

Znaczny dorobek polskiej myśli konstrukcyjnej i technologicznej (liczne opracowania Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej) został zebrany i utrwalony; już w 1961 r. kierownik Sekcji Obliczeń mgr inż. W. Stafiej i główny technolog inż. A. Skarbiński przystąpili do opracowywania książki pt. „Projektowanie i konstrukcja szybowców”, wydanej przez Wydawnictwa Komunikacji i Łączności w styczniu 1966 r., zaś w 1963 r. inż. A. Skarbiński przystąpił do opracowania książki pt. „Technologia budowy szybowców”, wydanej przez WKiŁ we wrześniu 1969 r. Podane w książkach rozwiązania konstrukcyjne szybowców i oprzyrządowania specjalnego oparto na przykładach z polskich szybowców ABC, Jaskółka, Sroka, Zefir, Kobuz i Foka.

Lata 1970÷1975 i 1976÷1979

Następny rok po XI Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie stał się rokiem przełomowym w organizacji



Rys. 15. Formowanie podciśnieniowe pokryw skrzydeł i lampy do wyrzewanania

Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego (ZSLS) w Bielsku. Praktycznie na początku maja 1969 r. utworzono (z wybranych pracowników Zakładów) Zakład Doświadczalny Rozwoju i Budowy Szybowców (ZDRiBS) przy ZSLS (powołany przez ministra Przemysłu Maszynowego z dniem 1.01.1969 r.). Dyrektorem Zakładu Doświadczalnego został inż. J. Siemkiewicz, a jego zastępcą inż. A. Skarbiński. Zakład Doświadczalny miał za zadanie wprowadzanie postępu technicznego w szybownictwie (przez budowanie prototypów i stosowanie badań naziemnych i w locie) oraz wykonywanie krótkich serii próbnych wraz z niezbędnym oprzyrządowaniem specjalnym. Po uzyskaniu świadectwa typu wystawionego przez nadzór państwowy IKCSP nowy szybowiec miał być uruchamiany i produkowany seryjnie przez ZSLS. Tak podany cel nowo powołanego Zakładu nakreślił więc ramy schematu organizacyjnego obu jednostek.

W styczniu 1972 r. ZDRiBS przemianowano na Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa (OBRŚ) z tym samym kierownictwem. Głównym tego powodem było zalegalizowanie przy zakładzie doświadczalnym (warsztatach doświadczalnych) biura konstrukcyjnego, które zawsze tworzyło jedną całość z produkcją doświadczalną w Bielsku.

W ZDRiBS w Wydziale Badawczo-Doświadczalnym (prowadzonym przez mgra inż. B. Szubę) utworzono Dział Technologiczno-Doświadczalny (którego kierownikiem został inż. J. Cieśla) z grupą technologów i konstruktorów oprzyrządowania specjalnego, natomiast w zakładzie macierzystym utrzymano Dział Głównego Technologa w pionie zastępcy dyrektora ds. technicznych mgra inż. Zb. Badury. Głównym technologiem został inż. A. Ficoń. Dział ten dzielił się na następujące sekcje: Planowania Przestrzennego, Postępu Technicznego i Nowych Uruchomień, Obróbki Metalu i Montażu, Obróbki Drewna i Tworzyw Sztucznych, Normowania Czasowego i Materiałowego oraz Dział Gospodarki Narzędziowej i Konstrukcji Oprzyrządowania (rys. 11).

Wkrótce przeorganizowano przygotowanie produkcji seryjnej. Przyjęto zasadę opracowywania źródłowej dokumentacji technologicznej w pionie Głównego Technologa oraz wydawanie, w dowolnej ilości, dokumentacji produkcyjnej (warsztatowej) na podstawie dokumentacji źródłowej w Dziale Planowania Operatywnego (Międzywydziałowego). Przy organizowaniu dokumentacji technologicznej oparto się na wzorach dokumentacji stosowanej w dużych zakładach przemysłu lotniczego, natomiast przy organizowaniu dokumentacji produkcyjnej (warsztatowej) — na wzorach druków przemysłu maszynowego.

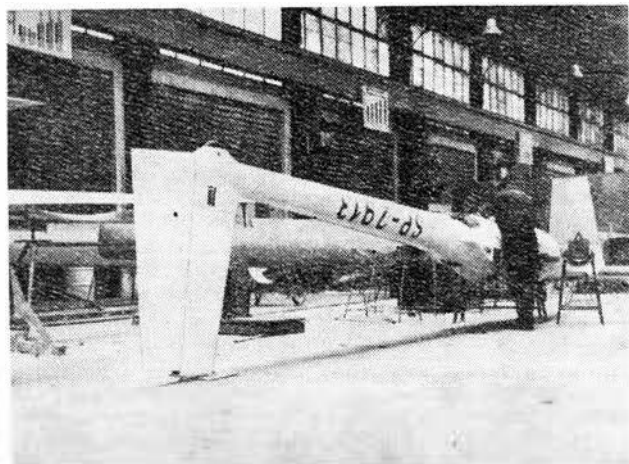
Wprowadzono również trójsektorowy system planowania produkcji, obejmujący: planowanie ekonomiczne, międzywydziałowe (wydziały w Jeżowie, Wrocławiu i Bielsku) oraz wydziałowe (w poszczególnych zakładach).

W Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybownictwa technologią zajmował się Dział Technologiczno-Badawczy i Konstrukcji Oprzyrządowania prowadzony nadal przez inż. J. Cieślę, zaś w zakładzie macierzystym — Dział Głównego Technologa pod kierownictwem inż. A. Ficońa wraz z dotychczasowymi sekcjami specjalistycznymi. Z dniem 1.01.1974 r. wyłączono z Działu Głównego Technologa Dział Gospodarki Narzędziowej, który wraz z Oddziałem (warsztatowym) Narzędziowym (podobnie jak Sekcja Planowania Postępu Technicznego i Nowych Uruchomień) przeszedł pod bezpośrednie kierownictwo zastępcy dyrektora ds. technicznych mgr inż. Zb. Badury, równoległe do Działu Głównego Technologa (rys. 12).

Dla tworzenia nowych konstrukcji szybowcowych nastąpił bardzo korzystny okres. Organizacyjnie Zakład Doświadczalny, a później Ośrodek Badawczy, nie rozrastał się, był niezależny w zakresie konstrukcji, technologii i badań, korzystał z usług służb zakładu macierzystego takich jak: spraw pracowniczych, zaopatrzenia i magazynu, Głównego Mechatryka, transportu, bhp i ppoż. Prowadził natomiast badania laboratoryjne i próby w locie dla zakładu macierzystego. W ten sposób energia twórcza, szczególnie kierownictwa, mogła być kierowana na zagadnienia ściśle techniczne. Potrzeba wzmoczonego wysiłku twórczego była konieczna po Mistrzostwach w Lesznie.

Pierwszym zadaniem było przygotowanie nowych szybowców na kolejne Mistrzostwa Świata w 1970 r. w USA, równocześnie należało poznać technologię konstrukcji laminatowych. Ogólnokrajowy, sprzyjający lotnictwu klimat należało wykorzystać przede wszystkim na zaopatrzenie się w nieznaną w kraju materiały dopuszczone za granicą do użytkowania w produkcji szybowców laminatowych. Trzeba było również przygotować pomieszczenia produkcyjne, spełniające wymagania techniczne i organizacyjne produkcji laminatów w okresie całego roku, przede wszystkim dotyczące wilgotności, temperatury, zlikwidowania przeciągów, czystości powietrza (szczególnie braku zapylenia). Potrzebne było również specjalne wyposażenie warsztatów: szafy i półki do przechowywania poszczególnych składników i materiałów, stół do rozkrojów tkaniny szklanej, czule wagi, kubki do przyrządzanych kompozycji, odzież i środki ochronne, białe rękawiczki używane podczas laminowania, narzędzia do obróbki półfabrykatów, pojemniki na odpady, komora grzewczą do dotwardzania wykonanych zespołów w podwyższonych temperaturach. Wszystko to trzeba było przygotowywać, budując równocześnie dwa egzemplarze szybowców SZD-36 Cobra 15 i dwa SZD-39 Cobra 17 dla ekipy zawodniczej do USA.

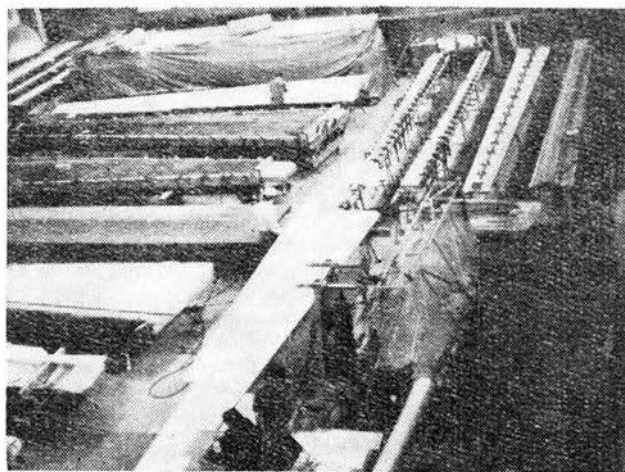
W połowie 1975 r. OBRS został połączony z Zakładami Szybowcowymi PZL-Bielsko (ostatnia zmieniona nazwa ZSLS) w jedno Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa PZL-Bielsko. Celem tej zmiany organizacyjnej było scalenie kierownictwa obu jednostek i nadanie całemu przedsiębiorstwu charakteru doświadczalno-produkcyjnego.



Rys. 17. Prace montażowe przy kadłubie Jantarą

Technologie obu jednostek zostały połączone w Dziale Głównego Technologa w pionie zastępcy dyrektora ds. technicznych (inż. J. Śmielkiewicz), równoległe do Działu Głównego Konstruktora. Inż. A. Skarbiński został koordynatorem produkcji jednostkowej i seryjnej, a później kierownikiem Działu Planowania Międzywydziałowego. Głównemu Technologowi, którym pozostał inż. A. Ficoń, podlegały: Dział Technologii Rozwojowej pod kierownictwem inż. J. Cieśli, Dział Technologii Seryjnej pod kierownictwem H. Radaczyńskiego oraz Dział Konstrukcji Oprzyrządowania pod kierownictwem J. Kołacza. Sekcją Postępu Technicznego i Sekcją Nowych Uruchomień zakładu macierzystego połączono z odpowiednimi sekcjami OBRS. Zagadnienie normowania materiałowego pozostało w pionie technologicznym, natomiast normowanie czasowe (akordowe), związane z rachubą plac, od 1977 r. przeszło do pionu Głównego Specjalisty ds. Ekonomicznych (rys. 13).

W pionie zastępcy dyrektora ds. technicznych znalazł się również wyłoniony poprzednio osobny Wydział Gospodarki Narzędziowej pod kierunkiem technika K. Wajdeczki, który (w odróżnieniu od poprzedniego okresu) miał rozpo-

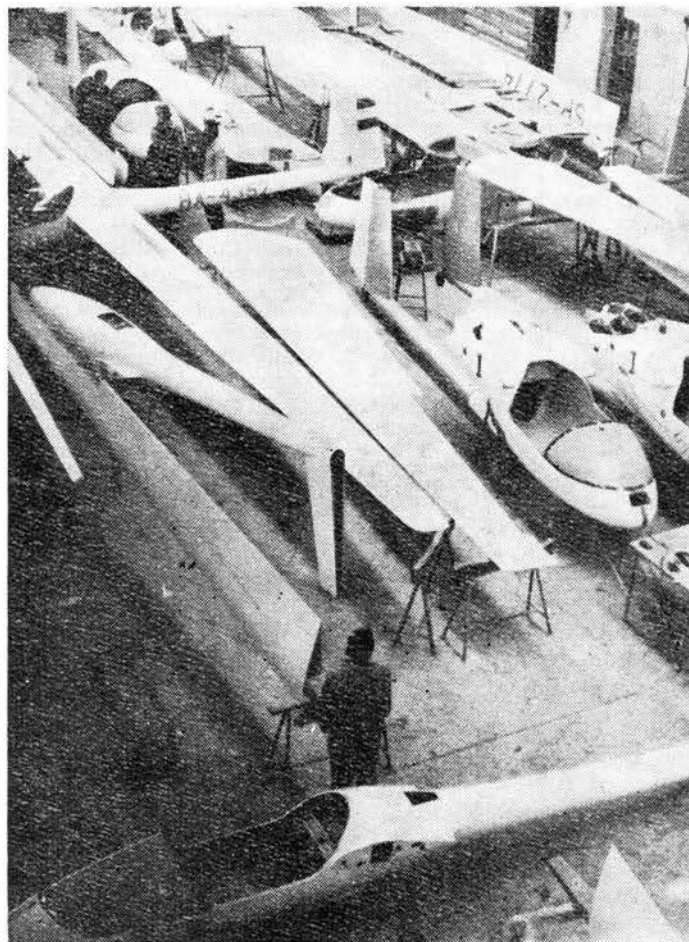


Rys. 18. Produkcja skrzydeł Ogara

znaczać oprzyrządowanie od wykonywania wzorców, a więc kopiowania planów warstwicowych i makiet w ustalającej się coraz bardziej makietowej metodzie odwzorowywania geometrii dla konstrukcji laminatowych wykonywanych przez OBRS. Wydział, na podstawie makiet, miał wykonywać oprzyrządowanie specjalne kolejności „zerowej”, niezbędnej do wykonywania prototypów. Całe oprzyrządowanie miało skupiać się w jednym wydziale i miało być objęte jednym systemem gospodarki (zarówno wzorce, wzorniki, jak i narzędzia).

Od 1970 r. stopniowo zaczęto wprowadzać technologię szybowców laminatowych.

Szybowce Cobra 15 (pierwsza nazwa Foka 6) i Cobra 17 były nadal szybowcami o konstrukcji drewnianej. Zamykały one rodzinę szybowców Foka, których prototyp oblatano w 1960 r. i który wzbudził tak duży podziw na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Kolonii (RFN) w 1960 r. W 1972 r. zespół pracowników pracujących nad tą rodziną otrzymał nagrodę państwową. Wśród ośmiu na-



Rys. 19. Montaż Jantarów i Ogarów. Uwaga: rys. 16-19 fot. L. Zielański

grodzonych było dwóch pracowników Działu Technologicznego: inż. A. Ficoń i mgr inż. W. Gębala.

Następnie powstał dwuosobowy szybowiec Bekas (ostatni typ całkowicie drewniany), wersja rozwojowa szybowca drewnianego Pirat 75, szybowiec Orion o konstrukcji mieszanej, z tyłem kadłuba wykonanym z rury nitowanej z blachy duralowej, motoszybowiec Ogar z laminatowym przodem kadłuba i rurowym tyłem oraz szybowiec Halny z podobnym kadłubem i wykorzystanym skrzydłem drewnianym szybowca Zefir 4. Zwijanie arkuszy blachy duralowej i nitowanie odbywało się w kooperacji w zakładach WSK-Mielec. Pierwsze szybowce ze skrzydłami i usterzeniami laminatowymi rodziny Jantar miały również rury kadłuba z blach duralowych. Jantar brał udział w Mistrzostwach Świata w 1972 r. w Jugosławii. Późniejsze szybowce miały całe kadłuby z laminatów.

Dojście do seryjnej produkcji szybowców laminatowych wymagało realizacji wielu tematów planów postępu technologicznego w poszczególnych latach. Szczegółowo zagadnienia te przedstawił mgr inż. W. Gębala z okazji XXX-lecia Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych w 1976 r. w artykule pt. „Postęp technologiczny” (*Skrzydłata Polska* nr 49/76).

W latach 1970÷1979 w Dziale Technologiczno-Doświadczalnym, a następnie w Dziale Technologii Badawczej i Konstrukcji Oprzyrządowania opracowano dokumentacje technologiczne prototypów: SZD-35 Bekas, SZD-43 Orion, SZD-40x Halny, SZD-37 Jantar x17 i 19, SZD-41 Jantar Std, SZD-45 Ogar, SZD-38 Jantar 1, SZD-42 Jantar 2, SZD-41B Jantar Std 1, SZD-49 Jantar Std K (kłapowy), SZD-50 Dromader (przedprototyp) i Puchacz (prototyp), SZD-42-2 Jantar 2B.

W czasie tworzenia prototypowej dokumentacji konstrukcyjnej, na wniosek pionu produkcji, zastosowano jeszcze jeden pomysł organizacyjny dotyczący materiałowego zabezpieczenia produkcji nowego szybowca. Przyjęto, że po spisaniu wszystkich materiałów wchodzących do konstrukcji, konstruktor prowadzący przejrzę cały asortyment i postara się go zmniejszyć włączając drobne pozycje do większych poszczególnych grup materiałów (np. blach, prętów, rur, tkanin), aby ułatwić pracę zaopatrzeniu i magazynom. Wymagało to oczywiście korekty specyfikacji materiałowych na poszczególnych rysunkach, a więc cofnięcia się do już gotowej dokumentacji konstrukcyjnej.

Niezależnie od tego „Wytyczne dotyczące opracowania dokumentacji konstrukcyjnej” zawierały ustalenie, zgodnie z którym konstruktor prowadzący wybierał sobie obowiązujący zestaw materiałów do budowy jednego z poprzed-

nich szybowców (oparty na „Zacieśnionym asortymencie materiałów”) i miał stosować w swojej konstrukcji tylko te materiały, a w przypadku konieczności zastosowania innego materiału, konstruktor stosujący go dopisywał ten materiał do zestawienia obowiązującego. W ten sposób tworzenie nowej konstrukcji zostało całkowicie sprzężone z bieżącą informacją o materiałach potrzebnych do budowy nowego szybowca.

Po wykonaniu prototypu u zastępcy dyrektora zbierali się technologowie i warsztatowcy, by wspólnie ocenić budowę szybowca, wskazać miejsca trudne do wykonania, rozwiązania wymagające specjalnego oprzyrządowania i narzędzi, zgłosić uwagi odnośnie do przejrzystości i czytelności dokumentacji konstrukcyjnej. Miało to na celu zebranie uwag potrzebnych do useryjnienia produkcji, które odbywało się w zakładzie macierzystym. W pionie zastępcy dyrektora prowadzono również statystykę rzeczywistej pracochłonności budowy prototypów. Był to także cenny materiał dla technologii seryjnej.

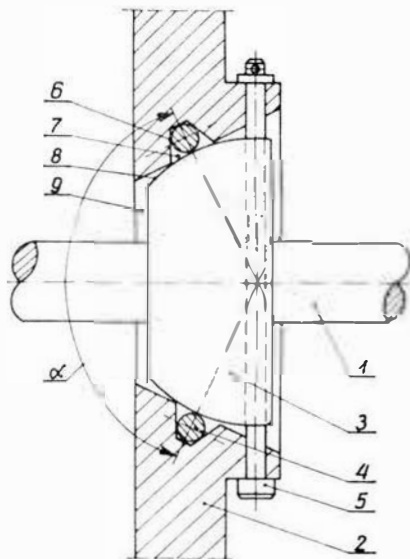
W zakładzie macierzystym, w Dziale Głównego Technologa opracowano w latach 1970÷1979 seryjne dokumentacje technologiczne szybowców: SZD-36A Cobra (we Wrocławiu), SZD-38A Jantar 1, SZD-41A Jantar Std, SZD-45A Ogar (w Bielsku), SZD-48 Jantar Std. 2 (we Wrocławiu), SZD-45-2 Ogar F i SZD-50A Puchacz (w Bielsku).

* * *

Celem autora było szczegółowe opracowanie historii technologii wytwarzania szybowców w SZD w Bielsku-Białej, co jest trwałym przyczynkiem do poznania Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego, który ma na swym osiągnięcia w skali światowej. Zagadnienia nazwane postępowem technologicznym mogą dziś nawet śmieszyć Czytelnika i dziwić, że taki temat był zakwalifikowany do „postępu”. Ale tak właśnie jest, że to co teraz uważamy za znane i zwyczajne, kiedyś było nowym osiągnięciem, szczególnie tak małego w skali przemysłowej zakładu, jakim był SZD. Wiele problemów z zupełnie różnych dziedzin techniki trzeba było równocześnie poznawać, by budować sprzęt szybowcowy na coraz wyższym poziomie. Poznanie technologii, jaka powstała i rozwijała się od powstania SZD pokazuje wkład pracy ludzi, którzy wybrali sobie za swoją specjalizację zawodową tak wąską dziedzinę. Trzeba stwierdzić, że technologia nie jest ciągle dziedziną atrakcyjną, stoi zawsze w cieniu konstrukcji, tym niemniej jest konieczna w nowoczesnym przedsiębiorstwie.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydrnl z Wrocławia zgłosił do opatentowania uszczelnienie ruchome (wynalazcy: A. Polański i S. Timinieru). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie



zapewnienia całkowitej szczelności oraz zwiększenia żywotności uszczelnienia.

Uszczelnienie wg wynalazku charaktery-

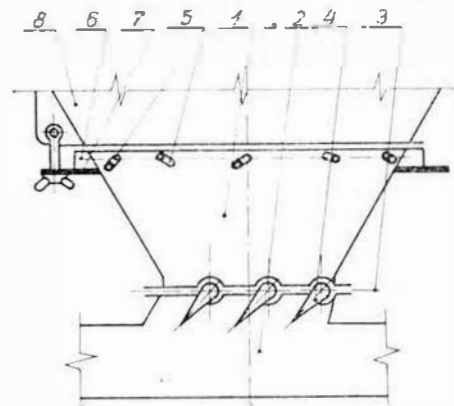
zuje się tym, że w stożkowym otworze 9 korpusu 2, w obwodowym rowku 7 o przekroju trapezowym, jest umieszczony pierścień uszczelniający 4, dociskany do powierzchni kulistej 8 kołnierza 3, połączonego z wychylną dźwignią dwuramenną 1. Powierzchnia boczna 6 obwodowego rowka 7 jest prostopadła do osi stożkowego otworu 9, zaś powierzchnia jego osi symetrii prostopadła do tworzących otworu stożkowego 9 tworzy stożek o rozwartym kącie wierzchołkowym α i o wierzchołku w miejscu przecięcia się osi dźwigni 1 i sworznia 5.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 11/1982 r., w klasie F 16 J, pod nr P.227999.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania dozownik materiałów sypkich (wynalazcy: A. Połudkiewicz, E. Kotwicki, J. Parafiniuk i A. Zagórowski). Dozownik jest przeznaczony do współpracy z układem transportu pneumatycznego materiałów sypkich, a zwłaszcza na samolocie rolniczym. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takiego dozownika, który ułatwiłby przebrojenie zbiornika w przypadku zmiany rodzaju czynnika roboczego, np. z sypkiego na ciekły.

Dozownik stanowiący dolną część zbiornika, wyposażony w kłapy dozujące, charakteryzuje się tym, że jest podzielony w

płaszczyźnie 3 mocowania kłapy dozujących 4 na gardzieli 1 i korpus 2, a ponadto znane dysze napowietrzające 5 są zamocowa-



ne w gardzieli 1, zaś umieszczony na zewnątrz gardzieli 1 przewód doprowadzający 6 połączony z dyszami napowietrzającymi 5 stanowi podporę do uchwytów 7 służących do mocowania dozownika do zbiornika 8.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 8/1982 r., w klasie B 65 G, pod nr P.227202.

W.Z.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Glass A.: Rola inicjatywy i realizmu konstruktora ZE SWIATA	1 2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przenysł śmigłowcowy na świecie w 1983 r.; Ceny śmigłowców w USA w 1984 r.; Prognoza rozwoju produkcji śmigłowców na świecie na lata 1984÷1993 (bez krajów socjalistycz- nych); Prognoza produkcji poszczególnych rodzajów śmigłowców tur- binowych na lata 1984÷1993. (bez krajów socjalistycznych); Produkcja śmigłowców cywilnych w latach 1980÷1982; Produkcja amerykańskich śmigłowców turbinowych (wojskowych i cywilnych)	3
Glass A.: Rozwój śmigłowców szturmowych	4
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	9
Błażewicz W.: Rozwój pęknięć zmęczeniowych w lotniczych konstrukcjach powłokowych z duralu	10
KARTOTEKA TLiA: Schempp-Hirth Ventus	15
NDN-6 Fieldmaster	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (X)	19
Jancelewicz B.: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozy- towych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (I)	20
KSIĄŻKI LOTNICZE	22
PROTOTYPY: Pilatus PC-9	23
Beechcraft Super King Air 300	23
MAGAZYN TECHNOLOGA: Godzimirski J.: Praca zakładkowego złącza klejowego w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów	24
Skarbiński A.: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowco- wym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (III) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	27
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	31
WARUNKI PRENUMERATY	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty wielozadaniowe Jak-12 — rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr
inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż.
J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwizdź,
dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc.
dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż.
A. Kowalski, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodni-
czący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż.
J. Lamparski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż.
A. Miśkorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pu-
szo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz,
inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK
TECHNICZNYCH



SIGMA

00950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tnmka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1343/1300/84. Nakład 7000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. N-8.

Cena pojedynczego egz. zł 80.—

Prenumerata roczna zł 960.—

INDEKS 37909

GLASS A.: Rozwój śmigłowców szturmowych. TLiA, t. XL, 1985, nr 3, s. 4

Przedstawiono wymagania stawiane śmigłowcom przeciwpancernym i sposób użycia tych śmigłowców, opisano rozwój ich uzbrojenia (kolejne generacje pocisków rakietowych) oraz dokonano przeglądu śmigłowców szturmowych pierwszej generacji (czyli przerabianych z wielozadaniowych), a także drugiej generacji (czyli specjalnie zaprojektowanych do zwalczania czołgów).

BŁAŻEWICZ W.: Rozwój pęknięć zmęczeniowych w lotniczych konstrukcjach powłokowych z duralu. TLiA, t. XL, 1985, nd 3, s. 10

Praca podaje empiryczną metodę obliczenia długości pęknięć zmęczeniowych w blachach duralowych konstrukcji poddanej obciążeniom eksploatacyjnym. Metoda wymaga określenia wartości i kolejności występowania obciążeń eksploatacyjnych. Opis kolejnych przyrostów długości pęknięcia oparto na zmodyfikowanym współczynniku naprężeń.

JANCELEWICZ B.: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych (I). TLiA, t. XL, 1985, nr 3, s. 20

Autor dokonuje adaptacji klasycznych metod statyki konstrukcji cienkościennych do analizy naprężeń w typowym dźwigarze skrzynkowym o strukturze kompozytowej, tj. z tworzywa epoksydowego wzmocnionego włóknem szklanym. Odchodzi od prób uwzględniania ortotropowości tworzywa poprzestając na modelu izotropowym, natomiast uwzględnia stan naprężeń w każdym elemencie dźwigara.

GODZIMIRSKI J.: Praca zakładkowego złącza klejowego w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów. TLiA, t. XL, 1985, nr 3, s. 24

W artykule przedstawiono teoretyczną analizę wytrzymałości zakładkowych połączeń klejowych pracujących na ścinanie w zakresie plastycznych odkształceń klejonych elementów. Wykazano, że przekroczeniu granicy plastyczności w klejonych elementach towarzyszy wzrost spiętrzenia naprężeń tnących w sklejach, a więc i spadek wytrzymałości połączeń. Stwierdzono istotną zależność wytrzymałości rozparowanych połączeń od grubości klejonych elementów i od wartości ich modułu umocnienia.

SKARBIŃSKI A.: Historia technologii wytwarzania szybowców w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej (1946÷1979) (III). TLiA, t. XL, 1985, nr 3, s. 27

Przedstawiono prace wykonane w latach 1965÷1969 przy statkach szybowcach SZD konstrukcji drewnianej (Zefir 4, Foka 5, Cobra 15, Cobra 17, Pirat, Bekas) oraz w latach 1970÷1979 przy szybowcach laminatowych (rodzina Jantarów, Puchacz).

cd. na II s. okł.



Zebrań Zespołu Silnikowego

Na 23 października ub. roku — staraniem kolegów z Oddziału Sekcji Lotniczej w Kaliszu — zwołane zostało w Warszawie pierwsze inauguracyjne zebranie Zespołu Silnikowego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP.

Wiceprzewodniczący Zarządu Sekcji kol. J. Horbaczewski wyjaśnił cel powołania do życia Zespołu Silnikowego Sekcji Lotniczej, następnie kol. W. Antoszczyk z Kalisza określił kierunki działania Zespołu. Propozycja ta objęła następującą działalność:

- analiza lotniczych silników tłokowych produkowanych w kraju,
- zapotrzebowanie na modernizację oraz na nowe silniki,
- jakość osprzętu silnikowego i kierunku jego rozwoju,
- kierunki rozwoju technologii,
- materiały i półwyroby, ich jakość, nowe materiały,
- paliwa i oleje — ich jakość,
- trwałość silników,
- baza konstrukcyjno-badawcza przemysłu silnikowego.

Następny punkt porządku dziennego dotyczył składu osobowego Zespołu oraz wyboru przewodniczącego. Wszyscy zebrani (15 osób) zadeklarowali współpracę w Zespole. Na przewodniczącego Zespołu wybrano kol. Wojciecha Antoszczyka. Oczywiście Zespół będzie uzupełniony przez przedstawicieli WSK w Rzeszowie oraz delegata Wytwórni Urządzeń Chłodniczych w Dębicy, z chwilą gdy zakłady te podejmą decyzję w sprawie produkcji silników lotniczych.

Celowe jest, aby Zespół nawiązał kontakty lub współpracę z Sekcją Silników Spalinowych SIMP.

Zespół postanowił, że zebrania będą odbywać się co kwartał w Rzeszowie, Kaliszu lub w Warszawie, przy czym w lutym lub marcu zostanie zwołane następne zebranie w Kaliszu. Aby politykę silnikową poddać wszechstronnej dyskusji — Zespół organizuje koleżeńskie spotkanie „okręskiego stołu”.

Organizacja wycieczek

Biuro Wymiany Doświadczeń i Turystyki (dawniej Biuro Usług) SIMP 61-712 Poznań, ul. Wieniawskiego 5/9 (tel. 518-85 lub 517-72 w. 227) mające oddziały przy OW SIMP w Bielsku-Białej (tel. 239-35), Lublinie (tel. 290-25) i Łodzi (tel. 327-369) organizuje zbiorowe wyjazdy techniczne, szkoleniowe i turystyczne w kraju i za granicą.

Z oferowanych wycieczek wynotowaliśmy następujące:

— Wiosenne Targi Lipskie 10÷16 marca 1985 r. (5÷6 dni, autokar lub pociąg, koszt ok. 9÷13 tys. zł),

— Targi Techniczne w Budapeszcie 22÷30 maja 1985 r. (5÷7 dni, autokar, pociąg lub samolot, koszt ok. 20÷26 tys. zł),

— Jesienne Targi Lipskie 1÷7 września 1985 r. (5÷6 dni, autokar lub pociąg, koszt ok. 9÷13 tys. zł),

— Targi Maszyn w Brnie (CSRS) II połowa września 1985 r. (5÷6 dni, autokar, koszt ok. 16 tys. zł),

— Targi Maszyn w Płowdiv II połowa września 1985 r. (7÷10 dni, pociąg lub samolot, koszt ok. 30 tys. zł).

Zgłoszenia udziału w imprezie należy kierować do najbliższego oddziału BWDiT. Z zgłoszeniu należy podać: dane kandydata (m.in. nr legitymacji SIMP), sposób finansowania oraz sposób kontaktowania.

Mgr inż. W. Zaremba

Seminarium w Rydzynie „Metrologia w lotnictwie cywilnym”

W dniach 11÷12 września 1984 r. w Domu Pracy Twórczej w Rydzynie odbyło się seminarium dotyczące metrologii w lotnictwie cywilnym. Seminarium zostało zorganizowane przez Dyрекcję Generalną Lotnictwa Cywilnego i Sekcją Lotniczą SIMP w Ośrodku Doskonalenia Kadr w Rydzynie.

Otwarcia obrad dokonał wicedyrektor DGLC mgr inż. A. Miśłówek. W swoim wystąpieniu podkreślił, że seminarium ma na celu wymianę doświadczeń i przedyskutowanie aktualnych problemów związanych z legalizacją przyrządów i urządzeń w instytucjach lotnictwa cywilnego.

Następnie przewodnictwo obrad przejął mgr inż. J. Pszczółkowski — kierownik Zespołu Eksploatacji Dyrekcji Generalnej Lotnictwa Cywilnego.

W seminarium wzięło udział 36 przedstawicieli z następujących instytucji lotniczych: Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego PZL, WSK-Okęcie, Instytutu Lotnictwa, WSK-Swidnik, Zespołu Eksploatacji Usług Smigłowcowych, WSK-Mielec, Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Dowództwa Wojsk Lotniczych, PLL LOT, Ośrodka Szkolenia Personelu Lotniczego, Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego, Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa z Bielska-Białej oraz Dyrekcji Generalnej Lotnictwa Cywilnego — Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych.

Zgodnie z programem został wygłoszony referat przez przedstawiciela Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych płk. inż. W. Frątczaka, uzupełniony przez A. Rypułę i inż. L. Lewandowskiego. Na wstępie referatu autor zaproponował ankietę, wg której można byłoby zorientować się w stanie legalizacji.

Koreferat wygłosił płk dr inż. W. Ząbkowicz.

Po wysłuchaniu referatu i koreferatu wywiązała się ożywiona dyskusja, w której zabrali głos: A. Gierart z WSK-Mielec, J. Nygowska i M. Golański z PLL LOT, Z. Korsak z APRL, P. Lamers z PDPS w Bielsku-Białej, H. Gołębiowski ze Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego PZL, B. Lach i J. Mauersberger z WSK-Okęcie, A. Hołuj z DWL oraz przedstawiciele Dyrekcji Generalnej Lotnictwa Cywilnego — Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych: B. Stachula, R. Perec, M. Bernacki i M. Bakoś.

W dyskusji poruszono wiele problemów związanych z metrologią w ogóle, a szczególnie z legalizacją przyrządów i urządzeń. Dyskutanci podejmowali następujące tematy:

- przejście w lotnictwie na nowe jednostki miar,
- odstępstwo od Polskich Norm i konystanie z zaleceń producentów,
- ustalenie hierarchii ważności i skali legalizacji,
- ustalenie, kto ma się zająć problemem legalizacji w lotnictwie cywilnym,
- stworzenie odpowiednich zarządzeń dla służb technicznych,
- odpowiedzi na zaproponowaną w referacie ankietę,
- podział zadań w zakresie metrologii w produkcji i eksploatacji,
- stworzenie centralnego funduszu na legalizację,
- szkolenie kadr,
- opracowanie aktu normatywnego odpartego na Polskich Normach, który określałby, co podlega legalizacji, a co sprawdzaniu.

W podsumowaniu obrad mgr inż. J. Pszczółkowski stwierdził, że po tak żywej dyskusji i dużej liczbie tematów trudno podjąć konkretne wnioski, ale należy uważać, że sprawa legalizacji skończy się na wymianie doświadczeń i przedyskutowaniu problemów z nią związanych.

W ustaleniach po seminarium został powołany zespół, który ma za zadanie uporządkować sprawę legalizacji w lotnictwie cywilnym.

Inż. J. Stawikowski

cd. ze s. 14

LITERATURA

1. W. BŁAŻEWICZ: The Effect of Residual Stresses on Crack Rate in 2024-T3 Al-clad Material under Constant and Programmed Load Sequences. *ABM*, t. XX, z. 2, s. 191÷218, 1973.
2. B. LUNDBERG, S. EGGWERTZ: A statistical method for fail safe design with respect to aircraft fatigue. *Advances in aeronautical sciences*, vol. 3. *Proceedings of the Second International Congress in the Aeronautical Sciences*, Zurich 12÷16 September 1960.
3. N. J. I. ADAMS: Fatigue crack growth in pure shear. *Royal Military College of Science, Shrivenham, England*.
4. J. SCHIJVE: Load sequences for fatigue testing of components and full scale aircraft structure. *NLR MP 70012 U*, 1970.
5. W. BŁAŻEWICZ: Predkość rozwoju pęknięć zmęczeniowych — próby modyfikacji zależności Parisa. *VIII Seminarium Zespołu Zmęczenia Materiałów i Konstrukcji, Częstochowa-Kokolek*, 1978.

6. D. BROEK, J. SCHIJVE: The influence of the mean stress on the propagation of fatigue cracks in aluminium alloy sheet. *Report NLR-TR M2111*.
7. W. BŁAŻEWICZ: Propagacja pęknięć zmęczeniowych. *Praca doktorska*, 1968.
8. W. BŁAŻEWICZ: Znaczenie zaciskania się pęknięcia zmęczeniowego. *VI Seminarium Zespołu Zmęczenia Materiałów i Konstrukcji, Bydgoszcz*, 1974.
9. J. SCHIJVE: Four lectures on fatigue crack growth. *Report LR-254, Delft*, October, 1977.
10. O. E. WHEELER: Spectrum loading and crack growth. *Journal of Basic Engineering*, s. 181÷186, March, 1972.
11. J. SCHIJVE, F. A. JACOBS, P. J. TROMP: Crack propagation in aluminium alloy sheet materials under flight simulation loading. *Report NLR-TR-68117 U*, 1968.
12. J. SCHIJVE, F. A. JACOBS, P. J. TROMP: Fatigue crack growth in aluminium alloy sheet material under flight simulation loading. *Effects of design stress level and loading frequency*. *NLR-TR-72018 U*.

PZL-M18 DROMADER



HEAVY-LOAD AG-PLANE

OVER 250 DROMADERS FLYING IN 15 COUNTRIES

- 1350 kg chemical load
- 1000 hp radial engine
- Excellent visibility
- Optional fire-fighting equipment
- Height efficiency



PZL-MIELEC

46 years of experience
12 thousand of aircraft built

MANUFACTURER:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland

EXPORTER:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01. Cable: Pezetel. Telex: 813 314 pzl. pl.



PEZETEL POLAND