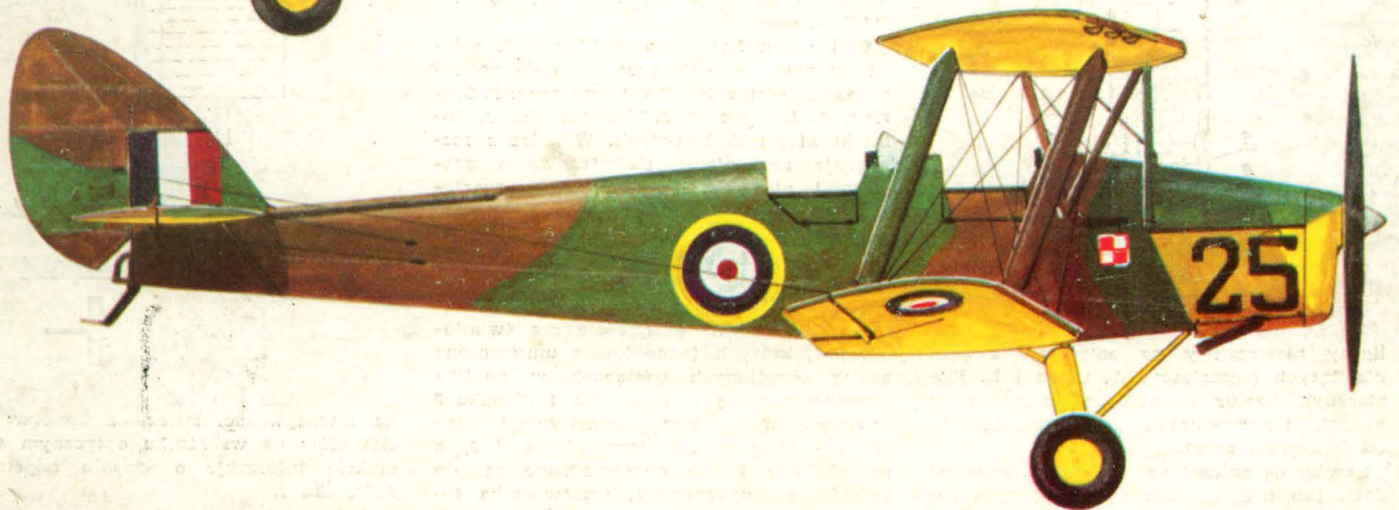
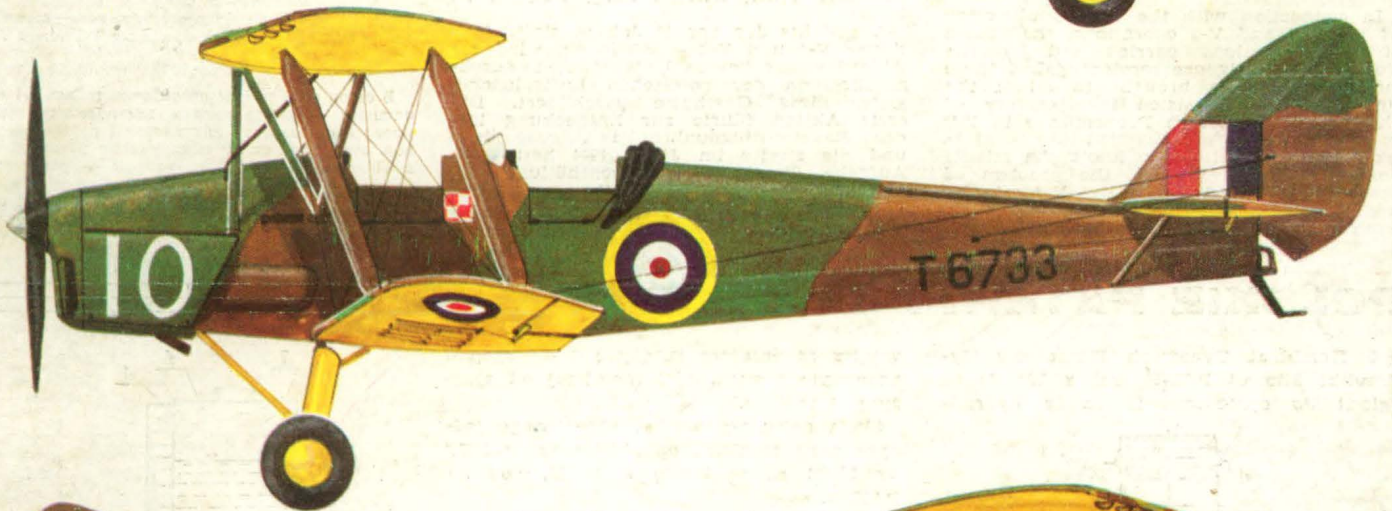
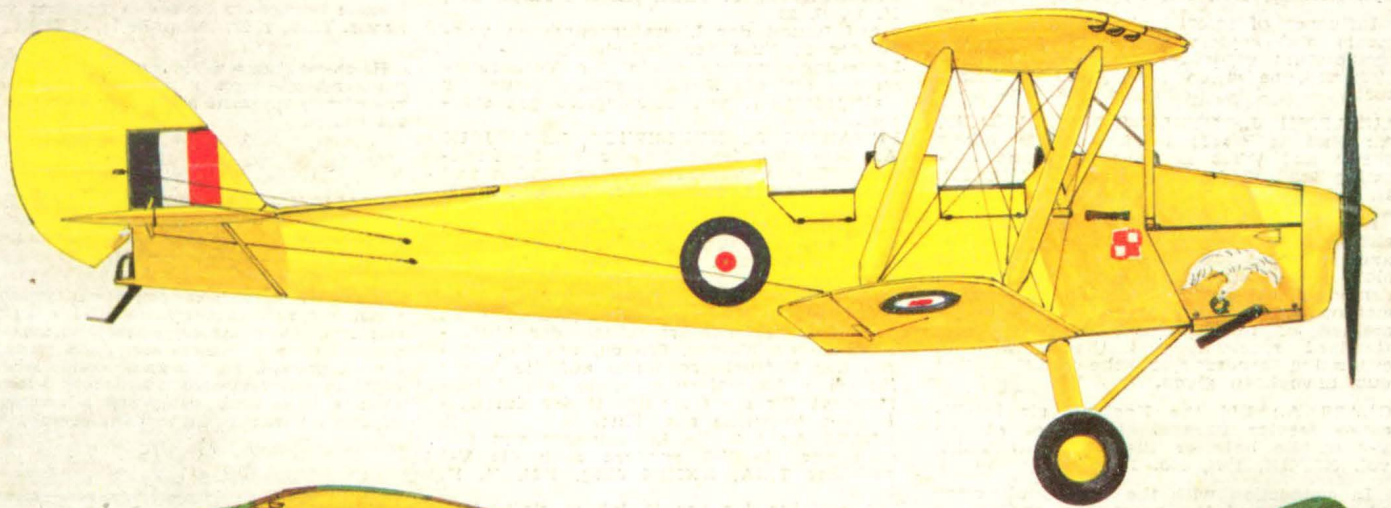


TECHNIKA

11'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



CONTENTS

MALSKI A.: Economical in-flight adjustment of air-fuel ratio in piston engines. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 11, p. 4

A method of in-flight adjustment of air-fuel ratio in piston engines, which provides significant reduction in fuel consumption without the risk of overheating the engine and damage to its exhaust valves, has been given in this article.

POPOWSKI S., SOLIK A.: Linear acceleration transducers for inertial navigation systems (I). TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 11, p. 5

Aircraft accelerometers used in inertial navigation systems have been presented in this article. Accelerometers of open and enclosed structure with spring suspension have been discussed. Performance characteristics of these instruments have been brought together and compared.

GLIWA M.: Brittleness of iron-base alloys. Part I. Influence of chemical composition on brittleness of iron-base alloys. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 11, p. 23

Influence of interstitial atoms, alloy elements and contaminations on the NDT temperature of iron-base alloys has been discussed, based on data given in literature.

LUNARSKI J., NYKLEWICZ J., WÓJCIK A.: Fatigue strength of titanium alloys WT3-1 and WT22 at alternating and pulsating load. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 11, p. 26

Results of fatigue testing of titanium alloys WT3-1 and WT22 under alternating and pulsating load, making it possible to plot fatigue strength graphs, have been demonstrated in this article. The step method of testing small specimens, the method of reducing test results to the standard specimen and the method of estimating accuracy of the tests carried out, have been given.

GLASS A.: Did the Kocjan's air intelligence service unravel the secret of the V-2 missile only or the V-1, too? TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 11, p. 28

In connection with the 40-th anniversary of the V-1 and V-2 operations, the course of two operations carried out by the Polish air intelligence service against these missiles has been brought to mind: the first operation consisted in discovery of the launching base at Peenemünde in 1943 and the second one, carried out in 1944, was aimed at getting to know the missile design. On this occasion, the problem of testing both the V-1 and the V-2 missiles under control performed from Blizna has been made clear as well.

ZUSAMMENFASSUNGEN

MALSKI A.: Sparmässige Regulierung im Flug der Gemischzusammensetzung bei Kolbenmotoren. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 11, S. 4

In dem Aufsatz wird eine Reguliermethode im Flug der Zusammensetzung des Treibstoffgemisches für Kolbenmotore behandelt, die eine wesentliche Verminderung des Kraftstoffverbrauches bei Ausschaltung der Gefahr einer Überhitzung des Motors und der Beschädigung der Auslassventile gewährleistet.

POPOWSKI S., SOLIK A.: Umformer der linearen Beschleunigungen für Trägheits-Navigationsanordnungen (I). TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 11, S. 5

In dem Aufsatz werden Luftfahr-Beschleunigungsmesser für Trägheits-Navigationsanordnungen dargestellt. Die Erörterung umfasst Beschleunigungsmesser mit offener und geschlossener Struktur und es werden ihre Kenndaten zusammengestellt und verglichen.

GLIWA M.: Sprödigkeit der Eisenlegierungen. I Teil. Einfluss der chemischen Zusammensetzung auf die Sprödigkeit der Eisenlegierungen. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 11, S. 23

Auf Grund der Literaturkenntnis wurde der Einfluss der Zwischenknoten- und Legierungselemente sowie der Verunreinigungen auf die Durchgangstemperatur der Kaltsprödigkeit von Eisenlegierungen erörtert.

LUNARSKI J., NYKLEWICZ J., WÓJCIK A.: Ermüdungsfestigkeit der Titanlegierungen WT3-1 und WT22 bei pendelnden und pulsierenden Zugversuchen. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 11, S. 26

In dem Aufsatz werden Ergebnisse von Ermüdungsfestigkeitsversuchen für Titanlegierungen WT3-1 und WT22 bei pendelnder und pulsierender Zugbeanspruchung vorgestellt, die den Aufbau der Ermüdungsdiagramme ermöglichen. Es wird eine Versuchsart mittels der Stufenmethode an kleinen Proben, das Korrigieren der Versuchsergebnisse auf die Werte für eine Normalprobe sowie die Schätzungsart für die Genauigkeit der durchgeführten Versuche angeführt.

GLASS A.: Hat die Luftspionage von Kocjan nur die V-2, sondern auch die V-1 enthüllt? TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 11, S. 28

Angesichts der vor 10 Jahren stattgefundenen V-1 und V-2 — Aktionen, wird der Ablauf dieser beiden Unternehmen, durchgeführt von der polnischen Luftspionage, gegen diese Geschosse geschildert. Die erste Aktion führte zur Entdeckung 1943 des Raketenstützpunktes in Peenemünde und die zweite im Jahre 1944 hatte die Aufgabe die Konstruktionsenthüllung der Geschosse. Dabei werden die von Blizna aus geführten Versuche sowohl mit V-1 als auch mit V-2 aufgeklärt.

СОДЕРЖАНИЯ

МАЛЬСКИ А.: Экономная регулировка состава горючей смеси поршневого двигателя в полете. TLiA, т. 39, 1984 г., № 11, с. 4

Описывается метод регулировки в полете состава горючей смеси поршневых двигателей, обеспечивающий значительное снижение расхода топлива и не вызывающий опасности перегрева двигателя и повреждения выхлопных клапанов.

ПОПОВСКИ С., СОЛИК А.: Датчики линейных ускорений для систем инерциальной навигации (I). TLiA, т. 39, 1984 г., № 11, с. 5

Статья посвящена авиационным датчикам линейных ускорений для систем инерциальной навигации. Описываются датчики с открытой и закрытой структурой, с упругой подвеской. Приводятся характеристики этих приборов и их сравнение.

ГЛИВА М.: Хрупкость сплавов железа. Часть I. Влияние химического состава на хрупкость сплавов железа. TLiA, т. 39, 1984 г., № 11, с. 23

На основе данных из литературы описано влияние различных элементов и примесей на переходную температуру хрупкости в холодном состоянии сплавов железа.

ЛУНАРСКИ Е., НЫКЛЕВИЧ Е., ВУЙЦИК А.: Усталостная прочность титановых сплавов BT3-1 и BT22 при симметричном и пульсирующем нагружении. TLiA, т. 39, 1984 г., № 11, с. 26

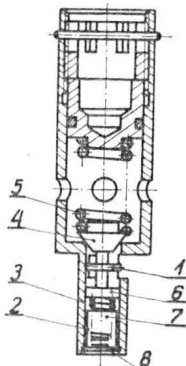
В статье приводятся результаты усталостных испытаний титановых сплавов BT-1 и BT22 при симметричном и пульсирующем растяжении, которые дают возможность построения усталостных характеристик. Описан метод испытания небольших образцов (ступеньчатое испытание), метод приведения результатов испытаний к стандартному образцу и метод оценки точности результатов.

ГЛЯСС А.: Расшифровала ли авиационная разведка Козина только V-2, или же V-1 тоже? TLiA т. 39, 1984 г., № 11, с. 28

В связи с 40-летием разработки тайны V-1 и V-2 описаны действия против этим видам оружия, проведенные польской авиационной разведкой. Первой операцией стало обнаружение ракетной базы в Пенемюнде в 1943 г., второй — расшифровка (в 1944 г.) конструкции снарядов. При этом выяснено, что из местности Blizna велись запуски обоих видов оружия: V-1 и V2.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral z Wrocławia zgłosił do opatentowania zawór hydrauliczny



liczny niewrażliwy na zatykanie zwęzek dławiących (wynalazcy: A. Ciura i L. Koniczny). Zawór nadaje się do pracy w niskich temperaturach bez przekraczania ciśnień granicznych.

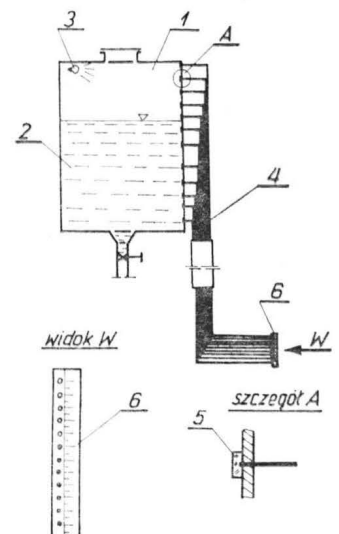
Zawór ograniczający ciśnienie w układach lub urządzeniach hydraulicznych zawiera grzybek 4 zakończony przewodnikiem 1, 6 umieszczonym w komorze 7 tłumiącej zamkniętej ruchomą przegrodą 2 ze zwężką 8, wykonaną w postaci szklanki, we-

wnątrz zawierającą sprężynę 3 o napięciu wstępnym i sztywności mniejszej od sprężyny 5 zaworu.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 5/1982 r., w klasie F 16 K, pod nr P.226321.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania urządzenie do pomiaru zawartości zbiornika (wynalazcy: F. Oręziak, A. Derkaczew, J. Wyrzykowski, A. Pobudkiewicz i E. Kotwicki). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania prostego i niezawodnego urządzenia opartego na technice światłowodowej, które będzie odporne na zakłócające oddziaływanie fizyczne i chemiczne.

W urządzeniu wykorzystuje się do pomiaru źródło światła 3 oświetlające wnętrze zbiornika 1. Urządzenie ma światłowody 4, których jedno końce umieszczone są w określonych odstępach w pobliżu znajdującego się w zbiorniku 1 osrodka 2 w przyjętym obszarze pomiarowym i przysłonięte są przezroczystymi płytkami 5, a przeciwnie końce doprowadzone są do wskaźnika optycznego 6, przetwornika fotoelektrycznego lub rejestratora światłoczułego. W miarę napełniania zbiornika 1 kolejne światłowody 4 są przysłanianie przez osrodek 2, co natychmiast odbija się



na intensywności świecenia końców światłowodów na wskaźniku optycznym 6 i w efekcie informuje o stopniu napełnienia zbiornika 1.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 7/1982 r., w klasie G 01 F, pod nr P.226804.

W.Z.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX LISTOPAD 1984

TECHNIKA

II'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Samoloty dla LOT-u

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Od wielu lat toczą się dyskusje na temat samolotów, które zakupi LOT. Robiono już niejedną przysięgę, lecz wciąż były jakieś zastrzeżenia. To problemem była cena, do tego dewizowa, to perspektywy dostaw części zamiennych, to właściwości eksploatacyjne i osiągi samolotu. Liczba typów, które mogły być brane pod uwagę, wciąż malała.

Choć pod względem ekonomii użytkowania szczególnie atrakcyjne są samoloty zachodnie Boeing 727 i 737 (nie mówiąc o B-767) oraz A-300 i A-310, jednak zarówno ceny, jak i brak pewności czy dostawy części zamiennych nie zostaną w pewnym momencie wstrzymane, zmusiły do rezygnacji z interesowania się tymi typami.

Aby rozpatrywać problem, jakie samoloty LOT zakupi, trzeba sobie odpowiedzieć na pytanie jakich samolotów LOT potrzebuje. Dotychczas LOT używał: samolotów 50-miejscowych An-24 do komunikacji krajowej, samolotów 76-miejscowych Tu-134A krótko- i średniodystansowych do komunikacji zagranicznej i 168-miejscowych samolotów Il-62M do lotów transatlantyckich i międzykontynentalnych. Istniejące jeszcze samoloty Il-18 są już tylko sprzętem pomocniczym. Do najmłodszych samolotów LOT-u należą Il-62M. Wszystko wskazuje na to, że będą one służyły, jak większość samolotów tej klasy, ok. 20 lat, czyli stanowią podstawowy sprzęt dalekiego zasięgu na lata osiemdziesiąte i dziewięćdziesiąte. W tym przypadku o wymianie sprzętu nie trzeba jeszcze myśleć.

Samoloty Il-18 służą już 20 lat, samoloty An-24 — prawie 20 lat. Z tego wynika prosty wniosek, że w drugiej połowie lat osiemdziesiątych będzie niezbędny ich następca. Rozwój przewozów lotniczych każe myśleć o samolocie o nieco większej pojemności niż An-24. Niestety, nie tak łatwo jest znaleźć odpowiedniego następcę. Samolot Jak-42 ma zbyt mały zasięg (800 km) i nie można się spodziewać szybko jego ulepszonej odmiany o powiększonym zasięgu. Wymagania LOT-u spełnia rumuński Rombac 1-11, lecz ze względu na to, że jest budowany z licencji, jego zakup może wymagać sporego wkładu dewiz. Niezależnie od tego, jaki typ samolotu zostanie wybrany, samo zastąpienie obecnie używanego sprzętu będzie wymagało zakupienia co najmniej 20 samolotów tej klasy. Samoloty te muszą zasilić tabor LOT-u najpóźniej pod koniec lat osiemdziesiątych i staną się podstawowym sprzętem do obsługi linii krajowych w latach dziewięćdziesiątych.

Na zagraniczne linie europejskie jest potrzebny następca Tu-134A. Rola tę najlepiej może spełnić samolot Tu-154 w wersji zmodyfikowanej Tu-154M, wyposażonej w takie same silniki jak Il-62M, co ujednoliciłoby problemy eksploatacyjne. Przewidywany rozwój komunikacji zagranicznej każe przewidywać, iż liczba tych samolotów będzie musiała być znacznie większa niż Tu-134 (największa liczba — 11). Zakupy samolotów Tu-154 są spodziewane już w przyszłym roku. Wraz z uzyskaniem odpowiedniej liczby Tu-154, ze względu na potrzebę upraszczania eksploatacji przez zmniejszenie liczby użytkowanych typów, pożądane będzie odsprzedanie posiadanych 5 Tu-134A. Tak więc w

1990 r. LOT powinien mieć w użyciu trzy podstawowe typy samolotów zaspokajające potrzeby przewozowe na trzech zasadniczych dystansach.

Spodziewany rozwój przewozów na najbardziej uczęszczanych kierunkach powinien spowodować w latach dziewięćdziesiątych zapotrzebowanie na aerobusy. Możliwe, że dla LOT-u byłoby wówczas najkorzystniejsze zakupienie aerobusów średniego zasięgu Il-96, które mogłyby być także używane i na dłuższych trasach zagranicznych.

W dyskusjach na temat sprzętu dla LOT-u postulowano zakup samolotów towarowych. Choć rozwój przewozów towarowych jest wyraźny, jednak zakup takiego samolotu jest opłacalny dopiero wówczas, gdy nasilenie przewozów jest tak duże, że zapewnia pełne wykorzystanie samolotu. Ze względów eksploatacyjnych korzystniejsze jest użytkowanie nie jednego samolotu, lecz dwóch tego samego typu. To znowu podnosi poziom przewozów, przy którym warto zakupić samoloty. Gdy próg ten zostanie osiągnięty, LOT zapewne zakupi takie samoloty. Pod uwagę przede wszystkim mogą być brane samoloty Il-76 lub An-72.

A co należy sądzić o perspektywie rozwoju u nas komunikacji lokalnej (do ośrodków o mniejszym zapotrzebowaniu na przewozy), realizowanej za pomocą samolotów 20-miejscowych? Produkcja samolotów An-28 tej klasy umożliwia rozwój takiej komunikacji, lecz zasadnicza będzie sprawa jej opłacalności. Zazwyczaj nie jest ona opłacalna dla dużych przedsiębiorstw o rozbudowanej administracji. Dlatego prawdopodobnie nie jest to zadanie dla LOT-u, lecz dla Aeropolu, zwłaszcza że mógłby on użytkować ten sam typ samolotu do fotogrametrii, jak i do komunikacji.

Ostatnio LOT rozwija lotniczą działalność taksówkową. W tym celu zakupił 6-miejscowy samolot Seneca II oraz wypożycza z Instytutu Lotnictwa samoloty Jak-40 i An-2, a także śmigłowiec Mi-2. Jest to działalność uboczna, która przy silnym rozwoju przewozów pasażerskich będzie ułamkiem procentu przewozów regularnych. Zasadniczym argumentem za jej prowadzeniem, prócz korzyści ekonomicznych, jest rozwinięta sieć placówek LOT-u mogących prowadzić sprzedaż tych przewozów. Nie należy jednak sądzić, że LOT będzie starał się wyraźnie zwiększać liczbę swego sprzętu w kategorii aero-taxi.

W powyższych rozważaniach przyjmowane były liczby samolotów zbliżone do używanych w minionym dziesięcioleciu. Zastąpienie samolotów obecnie używanych samolotami o większej pojemności zwiększy przewozy. Jednak dalszy rozwój przewozów w latach dziewięćdziesiątych doprowadzi do konieczności przekroczenia liczby 50 samolotów używanych przez LOT. Wówczas w pierwszej połowie lat dziewięćdziesiątych będą potrzebne dalsze zakupy samolotów. Zapewne przede wszystkim będą wówczas dokonywane dodatkowe zakupy tych typów samolotów, które wejdą do użytku w drugiej połowie lat osiemdziesiątych, gdyż nie będzie potrzeby wymiany sprzętu, trzeba będzie tylko zwiększyć jego liczbę.



AUSTRALIA

● Rząd przedłożył projekt ustawy zabraniającej wykonywania lotów na konstrukcjach ultralekkich (ULM) motywując, że jest to szkodliwe dla środowiska. (A et C 1001)



BELGIA

● W czerwcu br. nadal trwał wielomiesięczny już impas w rozmowach belgijsko-brytyjskich nt. obniżenia taryf w komunikacji lotniczej między obydwojoma krajami. Podczas rozmów ministrów transportu Belgii i Wielkiej Brytanii odrzucono propozycje brytyjskie. (A. et C. 1007)



BRAZYLIA

● Pomiarzy hałasu drugiego prototypu EMB-120 Brasilia wykazały, że jest on najcichszym samolotem komunikacji lokalnej nowej generacji. Osiągnięto następujące wyniki: 78,6 EPNdB przy starcie (norma FAR Part-36 wymaga maks. 89 EPNdB), 76,8 EPNdB w przelocie (wymagane maks. 94 EPNdB) i 89,1 EPNdB przy podejściu (wymagane maks. 98 EPNdB). (A. et C. 107)



FRANCJA

● 29 maja podpisano w Rambouillet francusko-niemiecką umowę na szczeblu rządowym, w sprawie wspólnego programu śmigłowca bojowego HAC/HAP/PAH-2. Na jej mocy utworzono grupę przemysłową Eurocopter (Aérospatiale-MBB), której powierzona będzie realizacja programu. Koszty inwestycyjne obliczono na 2,5 mld dol. (A. et C. 1004)

● W dniach 20-24 czerwca br. odbywał się w Cannes (lotnisko międzynarodowe Mandelieu) 11. Międzynarodowy Salon i Festiwal Lotnictwa Użytku Ogólnego (SIFAG). Przewidywano udział ok. 100 wystawców. (A. et C. 1005)

● Na forum parlamentu trwała w czerwcu br. dyskusja nad dopuszczeniem dwuosobowych załóg aerobusów, wyposażonych w zautomatyzowane systemy selektywnego przekazywania danych na ekrany (układ kabiny FFCC). Na ministra transportu czyniono naciski, by przed podjęciem ostatecznej decyzji zechciał wnikliwiej rozpatrzyć argumenty związków i stowarzyszeń zrzeszających członków personelu latającego. Wielu spośród tych ostatnich ustosunkowanych jest do nowego układu negatywnie. Minister wobec tych głosów „okazuje pewne zniecierpliwienie” twierdząc m.in., że układ FFCC coraz bardziej upowszechnia się w świecie. Należy dodać, że stowarzyszenia personelu latającego organizowały we Francji, przed dwoma laty, nawet strajki i marsze protestacyjne przeciwko dwuosobowemu składowi załogi aerobusu. (A. et C. 1005)



HISZPANIA

● Na 9 lipca br. wyznaczono termin spotkania ministrów obrony pięciu państw zachodnioeuropejskich, na którym miała być podjęta decyzja o rozpoczęciu studiów nad zadowalającą wszystkie strony koncepcją wspólnego samolotu bojowego na lata dziewięćdziesiąte. Na żądanie Włoch program przemianowano nieco wcześniej z FEFA (Future European Fighter Aircraft) na EFA. (A. et C. 1005 i 1003)



HOLANDIA

● Zakłady Fokker BV, produkujące na licencji General Dynamics (USA) myśliwce bombardujące F-16 Fighting Falcon, dostarczyły do czerwca br. 100 tych samolotów dla rodzimych sił powietrznych i 72 dla Norwegii. Kontynuowana jest produkcja dalszych 116 maszyn dla własnego lotnictwa. (A. et C. 1005)



INDIE

● W końcu czerwca lub na początku lipca br. oczekiwano decyzji dot. wyposażenia towarzystw lotniczych Air India i Indian Airlines w samoloty Boeing lub Airbus Industrie. Wartość przyszłych zamówień oceniano na 15 mld dol. Jak informowano nieco później, Indian Airlines zamówiły 12 Boeingów 757, których dostawy mają zacząć się jesienią 1985 r., w celu zastąpienia nimi swych Boeingów 737. (A. et C. 1005 i 1007)

● Jako następcę samolotów transportowych An-12 Indie wybrały dla lotnictwa wojskowego samolot Iliuszyn Il-76. Przewidywany jest zakup ok. 25 samolotów. (Air Int. 4/84)

● Rozważana jest sprawa wyboru samolotu myśliwskiego dla ludzi. Brane były pod uwagę samoloty Mirage 2000, MiG-29 i MiG-31. (Air Int. 5/84)



IZRAEL

● 19.3.1984 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu służbowego IAI Astra. (Air Int. 5/84)



JAPONIA

● Japan Air Lines notują rosnący deficyt: w porównaniu z rokiem poprzednim wzrósł on w 1983 r. o 66,6% (z ok. 16 mln do ok. 27 mln dol.). (A. et C. 1005)

● Wytwórnia Mitsubishi we współpracy z wytwórnią amerykańską Sikorsky przystąpiła do opracowania wersji śmigłowca S-70B oznaczonej SH-70B Sea Hawk, prze-

znaczony do zwalczania okrętów podwodnych. (Av. Mag 877)



KANADA

● Na początku czerwca br. rozważano reorganizację lub oddanie w ręce prywatne narodowego przewoźnika Air Canada, który ma „zbyt dominującą pozycję”, zwłaszcza w aspekcie deregulacji transportu lotniczego, jaką zamierzają przeprowadzić władze (Air Canada wykonuje 55% przewozów kanadyjskich). (A. et C. 1005)



PERU

● Wg oświadczenia ministra lotnictwa José Zlaty, zawarto umowę z francuską wytwórnią Dassault-Breguet o realizacji wcześniejszego zamówienia na 26 myśliwców Mirage 2000. (A. et C. 1005)



RUMUNIA

● Samolot szkolny IAR-28MA, będący odmianą motoszybowca IS-28M2 ze skrzydłami prostokątnymi o rozpiętości 10 m jest stosowany w Rumunii do początkowego szkolenia pilotów wojskowych. (Air Int. 4/84)



RFN

● Na salonie lotniczym w Hanowerze ILA '84 zaprezentowano makietę samolotu bojowego Northrop-Dornier ND-102, przeznaczonego dla RFN. Głównym zadaniem samolotu ma być uzyskiwanie przewagi powietrznej, ale również atak powietrzny. Przewiduje się napęd dwoma silnikami General Electric F-404 z dyszami dwuwymiarowymi. Stosunek ciągu do masy w konfiguracji gładkiej 1,18 kG/kg. Nad przedprojektem ND-102 dyskutowano w czerwcu br. we władzach RFN, w aspekcie programu europejskiego samolotu bojowego EFA. (A. et C. 1004)

● Deutsche Lufthansa odnotowała w roku finansowym 1983 zysk po opodatkowaniu 63 mln DM, tj. o 40% większy niż w 1982 r. Całkowity zysk z usług przewozowych wyniósł 110 mln DM, zaś całkowity zysk z innych usług (obsługa techniczna, naziemna, szkolenie, usługi pokładowe) — 170 mln DM. Towarzystwo użytkuje 123 samoloty. (A. et C. 1004)



SZWAJCARIA

● Przewiduje się zakupienie systemu Taflir do przechwytywania samosterujących pocisków krążowniczych. (A. et C. 1005)



**Obloty prototypów samolotów,
śmigłowców i szybowców
w 1982 r. i 1983 r.**

- 1982 r.
- 22.1. Rutan 72 Grizzly, doświadczalny, USA
 - 28.1. Hughes 500 E, śmigłowiec, USA
 - 30.1. Piper PA-28R-300 XBT Pillan, 1 ser., treningowy, Chile/USA
 - 6.2. Grob G 110, sportowy, RFN
 - 8.2. Aérospatiale SA 365N Dauphin 2, śmigłowiec, Francja
 - 19.2. Boeing 757, pasażerski, USA
 - 26.2. Boeing-Vertol CH-47D Chinook, 1 ser., śmigłowiec, USA
 - 8.3. PZL-106BS Kruk, rolniczy, Polska
 - 8.3. Quickie Free Enterprise, rekordowy, USA
 - 9.3. BAe Nimrod AEW Mk.3, 1 ser., wczesnego ostrzegania, W. Brytania
 - 18.3. BAe Jetstream 31, 1 ser., służbowy, W. Brytania
 - 22.3. Valmet PIK-23 Towmaster, holowniczy, Finlandia
 - 22.3. Dornier Alpha Jet CCV, doświadczalny, RFN
 - 28.3. Phoenix, mięśniolot, W. Brytania
 - 3.4. Airbus A-310, pasażerski, Francja—RFN—W. Brytania
 - 17.4. Canadair CL-601 Challenger, służbowy, Kanada
 - 23.4. MBB Bk.117, 1 ser., śmigłowiec, RFN
 - 12.6. IAR-825 TP Triumf, treningowy, Rumunia
 - 14.6. Beech 38P Lightning, sportowy, USA
 - 18.6. PZL-M21 Dromader Mini, rolniczy, Polska
 - 18.6. BAe Vulcan, zbiornikowiec, W. Brytania
 - 19.6. Lear Fan 2100, 1 ser., służbowy, USA
 - 22.6. BAe VC-10K Mk.2, zbiornikowiec, W. Brytania
 - 30.6. Riley Turbine P-210, służbowy, USA
 - 2.7. Aérospatiale SA 365F Dauphin 2, 1 ser., śmigłowiec, Francja
 - 3.7. General Dynamics F-16XL, doświadczalny, USA
 - 10.7. General Dynamics AFTI/F-16, doświadczalny, USA
 - 14.7. Harbin Y-11T Turbo Panda, transportowy, Chiny
 - 29.7. Smith XP-99 Prop Jet, służbowy, USA
 - 1.8. BAe 146-200, pasażerski, W. Brytania
 - 19.8. Shorts 360, 1 ser., pasażerski, W. Brytania
 - 19.8. Haw GafHawk 125, transportowy, USA
 - 30.8. Northrop F-20 Tigershark, myśliwski, USA
 - 3.9. Beech 1900, pasażerski, USA
 - 10.9. Mudry CAP-X, sportowy, Francja
 - 17.9. Canadair CL-601 Challenger, 1 ser., służbowy, Kanada
 - 18.9. Rombac 1-11-560, 1 lic., pasażerski, Rumunia
 - 20.9. HAL Ajeet Trainer, treningowy, Indie
 - 21.9. Schweizer SGM-2-37, motoszybowiec, USA
 - 22.10. Hughes 530E, śmigłowiec, USA
 - 31.10. Akaflieg Hannover AFH-22, szybowiec, RFN
 - 10.11. Dassault-Breguet Mirage F1R, 1 ser., rozpoznawczy, Francja
 - 5.12. Slingsby T67M Firefly 160, sportowy, W. Brytania
 - 9.12. Cessna 208 Caravan, wielozadaniowy, USA
 - 10.12. IAC TA16 Seafire, amfibia, USA
 - 15.12. Northrop RF-5E TigerEye, 1 ser., rozpoznawczy, USA
 - 21.12. Dassault-Breguet Mirage III NG, myśliwski, Francja
 - 23.12. Shorts Sherpa, transportowy, W. Brytania
 - 1983 r.
 - 14.1. Gulfstream Peregrine Fanjet 1500, służbowy, USA
 - 25.1. Saab-Fairchild SF-340, pasażerski, Szwecja/USA
 - 3.2. SZD-52-4 Krokus, szybowiec, Polska
 - 3.2. Dassault Breguet Mirage, 2000N, bombowy, Francja
 - 9.2. SZD-52-2 Krokus C, szybowiec, Polska
 - 11.2. Sikorsky SH-60B Seahawk, 1 ser., śmigłowiec, USA
 - 17.2. Caproni Vizzola C22J, 1 przedser., treningowy, Włochy
 - 23.2. Piper Cheyenne IV, służbowy, USA
 - 24.3. Helio Courier 800, wielozadaniowy, USA
 - 1.4. Partenavia Spartacus, 300, wielozadaniowy, USA
 - 9.4. Piper PA-48 Enforcer, szturmowy, USA
 - 25.4. Dornier Do-24TT, amfibia, RFN
 - 27.4. Elan/Glaser-Dirks DG-300 Elan, szybowiec, Jugosławia/RFN
 - 3.5. Aérostructure Lutin 80, motoszybowiec, Francja
 - 4.5. Mudry CAP-X Super, sportowy, Francja
 - 5.5. Fournier RF-7, sportowy, Francja
 - 7.5. General Avia F.20TP Condor, służbowy, Włochy
 - 19.5. Microjet 200B, 1 przedprod., treningowy, Francja
 - 26.5. BAe 125-800, służbowy, W. Brytania
 - 17.6. Robin ATL, sportowy, Francja
 - 20.6. De Havilland Canada DHC-8 Dash 8, pasażerski, Kanada
 - 29.6. Aérospatiale TB-300 Epsilon, 1 ser., treningowy, Francja
 - 8.7. Airbus A300-600, pasażerski, Francja/RFN
 - 27.7. Embraer EMB-120 Brasília, pasażerski, Brazylia
 - 31.7. Slingsby T67M Firefly 160, 1 ser., sportowy, W. Brytania
 - 9.8. Mitsubishi T-2 CCV, doświadczalny, Japonia
 - 12.8. Dätwyler MD-3-160 Swiss Trainer, treningowy, Szwajcaria
 - 23.8. Gulfstream Commander Jetprop 1200, służbowy, USA
 - 23.8. Skyfox, treningowy, USA
 - 25.8. Saab-Fairchild SF-340, 1 ser., pasażerski, Szwecja/USA
 - 29.8. McDonnell Douglas/BAe AV-8B Harrier II, 1 prod., szturmowy, USA/W. Brytania
 - 1.9. NDN-1T Turbo Firecracker, treningowy, W. Brytania
 - 3.9. Westland 30-200, śmigłowiec, W. Brytania
 - 15.9. Agusta A129 Mangusta, śmigłowiec, Włochy
 - 22.9. Reims-Cessna 406-5 Caravan II, Francja/USA

A.G.

**Liczba prototypów*)
oblatanych w 1982 r.**

Kraj	Samoloty	Śmigłowce	Szybowce**
Kanada	1		
Chiny	1		
Finlandia	1		
Francja	3		
Indie	1		
Polska	2		
RFN	1		1
USA	13	2	1
W. Brytania	3		
Razem	26	2	2

*) bez ZSRR, **) wraz z motoszybowcami

Oszczędnościowa regulacja w locie składu mieszanki palnej silników tłokowych

Mgr inż. ANDRZEJ MAŁSKI
Zakład Badawczo-Rozwojowy
WSK PZL-Rzeszów

Mimo że silniki tłokowe typu ASz62IR i AI14R (RA) produkowane i eksploatowane są w PRL już od kilkadziesiąt lat, to do tej pory nie został opracowany żaden sposób optymalizacji składu mieszanki palnej (MP) w locie do wysokości 1500 m, a powyżej tej wysokości podany sposób jest bardzo ogólny. Wprost przeciwnie, obowiązujące „Instrukcje użytkowania silników i samolotów w locie” wręcz zabraniają przeprowadzania optymalizacji składu mieszanki palnej do wysokości 1500 m, przy czym warto zaznaczyć, że zdecydowana większość lotów odbywa się poniżej tej wysokości. Również w obowiązujących „Instrukcjach użytkowania w locie” silników PZL-3S, PZL-Franklin i samolotów napędzanych tymi silnikami zawarte są te same ograniczenia dotyczące przeprowadzania optymalizacji składu MP.

Na podstawie opracowanych i zatwierdzonych w Dziale Prób w Locie Zakładu Badawczo-Rozwojowego WSK PZL-Rzeszów programów dotyczących optymalizacji składu MP przeprowadzono próby w locie uzyskując wprost zaskakujące wyniki. Oszczędności paliwa wynikające z wprowadzenia optymalizacji składu MP w locie w zależności od przyjętych parametrów lotu przedstawiały się następująco:

samolot An-2	30÷45 l/h lotu,
samolot PZL-104 Wilga	15÷17 l/h lotu.

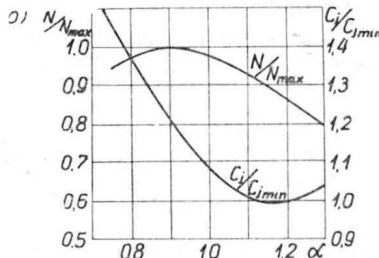
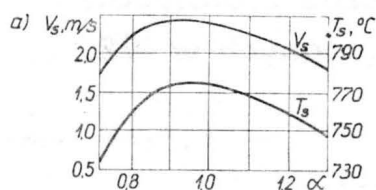
Po uzyskaniu takich obiecujących wyników, skierowano odpowiednie wnioski do producentów silników i samolotów podając szczegółowe programy i sprawozdania z przeprowadzonych prób w locie w celu wprowadzenia do eksploatacji regulacji składu MP. Biorąc pod uwagę tysiące wylatanych godzin, tylko w ciągu jednego roku oszczędności z tytułu wprowadzenia zaproponowanej optymalizacji nie są bagatelne. Jednak do tej pory tylko producent silników WSK PZL-Kalisz po przeanalizowaniu przesłanych programów i sprawozdań wstępnie zaakceptował metodę regulacji MP, natomiast producenci samolotów nie są zainteresowani.

Wprowadzenie teoretyczne

Dla przeprowadzenia optymalizacji składu MP najodpowiedniejszym kryterium jest temperatura spalin. Na rys. 1a wg [1] pokazano wpływ współczynnika nadmiaru powietrza w MP na temperaturę spalin i prędkość jej spalania, a na rys. 1b wg [1] — na osiągi silnika.

Ogólnie można przyjąć, że benzyny lotnicze zawierają tylko dwa składniki, tj. węgiel i wodór, których udziały masowe wynoszą odpowiednio $g_c = 0,85$ oraz $g_H = 0,15$. Uwzględniając, że do spalania 1 kg węgla trzeba 2,67 kg tlenu, a do spalania 1 kg wodoru — 8 kg tlenu i podstawiając te wartości do wzoru na obliczenie L_T otrzymujemy:

$$L_T = 14,9 \text{ kg pow./kg paliwa}$$



Rys. 1. Wpływ współczynnika nadmiaru powietrza w MP na: a) prędkość jej spalania i temperaturę spalin, b) osiągi silnika: V_s — prędkość spalania, m/s; T_s — temperatura spalin, °C; C_j — jednostkowe

zużycie paliwa; N — moc silnika, $\alpha = \frac{L}{L_T}$ — współczynnik nadmiaru powietrza; L — rzeczywista ilość powietrza doprowadzona do silnika; L_T — teoretyczna ilość powietrza

całkowitego i zupełnego jednostki masy paliwa, $L_T = \frac{1}{0,232} (2,67 g_c + 8 g_H) \text{ kg pow./kg paliwa}$

Zależnie od wartości współczynnika α , mieszanka palna jest określona jako uboga ($\alpha > 1$), bogata ($\alpha < 1$), a $\alpha = 1$ oznacza tzw. skład stechiometryczny.

Skład MP wpływa decydująco na prędkość spalania (tzn. prędkości przemieszczania się czoła płomienia), temperaturę spalin, moc silnika i jednostkowe zużycie paliwa. Jak wynika z rys. 1, największe moce silnika odpowiadają największym prędkościom spalania MP w jego cylindrach, natomiast najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa przez silnik występuje przy zasilaniu silnika mieszanką o współczynniku $\alpha = 1,1 \div 1,2$. Jednak w praktyce unika się zasilania silnika lotniczego mieszanką zbyt ubogą, tzn. o współczynniku $\alpha > 1,1$, głównie ze względu na małe prędkości jej spalania, a tym samym wzrost temperatury spalin pod koniec ich rozprężania i wylotu, co sprzyja przegrzewaniu silnika i szybkiemu niszczeniu zaworów wylotowych.

Dotychczasowe rozważania świadczą o konieczności spalania w cylindrach silnika MP możliwie jednorodnej, zawierającej jak najmniej nie odparowanego jeszcze paliwa oraz zasilania silnika zależnie od warunków pracy mieszanką o różnych współczynnikach nadmiaru powietrza. I tak dla mocy startowej $\alpha = 0,75 \div 0,8$, a dla mocy przelotowej $\alpha = 1,05 \div 1,10$.

Metoda przeprowadzania optymalizacji składu MP w locie dla samolotów napędzanych silnikami ASz62IR i AI14R(RA) [2, 3]

Optymalizację składu MP w locie należy przeprowadzać w locie poziomym na mocy użytkowej nie większej niż 75% mocy nominalnej postępując w następujący sposób:

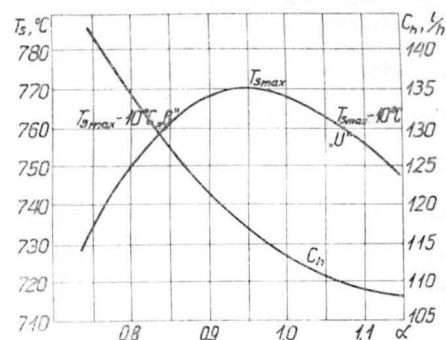
- ustalić lot poziomy, zredukować moc silnika wg potrzeb, ale tak, aby nie przekraczała 75% mocy nominalnej na mieszance pełnej bogatej,

- wyregulować chłodzenie silnika zgodnie z „Instrukcją użytkowania w locie samolotu”. Po ok. 3 min odczytać temperaturę głowic i temperaturę spalin,

- przestawić powoli dźwignię poprawki wysokości w kierunku zubożenia składu MP obserwując temperaturę spalin — temperatura spalin wzrasta, osiąga ekstremum, a następnie spada. Optymalizację MP należy uznać za zakończoną w chwili uzyskania temperatury spalin o 10°C niższej od wartości ekstremalnej po jej przekroczeniu, tj. $T_{s \max} - 10^\circ\text{C}$ „U” — patrz rys. 2,

- odczytać temperaturę głowic po ok. 3 min — temperatura powinna nieznacznie spaść,

- każda zmiana wysokości lotu, parametrów pracy silnika, temperatury powietrza na wlocie do gaźnika wymaga ponownej regulacji składu MP.



Rys. 2. Ilustracja do przykładu optymalizacji składu MP na samolocie An-2

TABLICA 1. Samolot An-2[2] $Q_{st} = 5000$ kg

n , obr/min	P_k , hPa	P_k , mmHg	H , m	V , km/h	T_{gl} , °C	T_g , °C	Godz. zużycie paliwa, l/h	Uwagi
1910	990	745	300	190	190 180	790	190	lot bez regul. składu MP
1910	990	745	300	190	180 175	810	145	$T_{smax-10^{\circ}C}$ „U”
1770	885	665	300	160	190 180	730	144	jak w poz. pierwszej
1770	885	665	300	160	180 175	760	110	$T_{smax-10^{\circ}C}$ „U”

ABLICA 2. Samolot PZL-104 Wilga [3] $Q_{st} = 1150$ kg

n , obr/min	P_k , hPa	P_k , mmHg	H , m	V , km/h	T_{gl} , °C	T_g , °C	Godz. zużycia paliwa, l/h	Uwagi
1860	905	680	300	160	170	640	50	lot bez regulacji składu MP
1860	905	680	300	160	165	710	34	$T_{smax-10^{\circ}C}$ „U”
1730	840	630	300	130	170	620	41	jak w poz. pierwszej
1730	840	630	300	130	165	640	24	$T_{smax-10^{\circ}C}$ „U”

Przykład przeprowadzania optymalizacji składu MP w locie na samolocie An-2 [2]

Start i wznoszenie do wysokości 300 m przy składzie MP — pełna bogata.

Lot poziomy na wysokości 300 m, zredukowanie mocy silnika i ustalenie parametrów przelotowych, tj. $n = 1770$ obr./min, $p_k = 885$ hPa (665 mm Hg), tj. $N < 0,75 N_n$.

Odczytane temperatury głowic: $T_1 = 180^{\circ}C$, $T_9 = 190^{\circ}C$, temperatura spalin $T_s = 730^{\circ}C$.

Zubożenie składu mieszanki palnej do $T_{smax} - 10^{\circ}C$ „U”, tj. $770 - 10 = 760^{\circ}C$.

Odczytane temperatury głowic po 3 min: $T_1 = 170^{\circ}C$, $T_9 = 185^{\circ}C$.

Powyższy przykład ilustruje rys. 2.

Uzyskane oszczędności paliwa w wyniku zastosowania optymalizacji składu MP

W tabl. 1 i 2 podano przykładowo wybrane wyniki z przeprowadzonych prób w locie.

Jak widać z zamieszczonych wyników, optymalizacja składu MP w locie — przy zachowaniu tych samych prędkości lotu w obu przypadkach, tj. bez regulacji i z regulacją — daje oszczędności sięgające nawet do 25%.

Należy zaznaczyć, że prowadzenie optymalizacji składu MP w locie nie nastęrcza praktycznie żadnych trudności nawet początkującym pilotom i zajmuje nie więcej niż 0,5 min, a koszt zainstalowania układu pomiaru temperatury spalin wynosi kilka tys. zł.

Obecnie w Dziale Prób w Locie ZBR WSK PZL-Rzeszów opracowywana jest metoda optymalizacji składu MP dla samolotów z silnikami PZL-Franklin, tj. PZL-M20 Mewa i PZL-110 Koliber.

LITERATURA

1. P. DZIERŻANOWSKI, M. ŁYŻWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI: Silniki łokowe. WKŁ, Warszawa, 1981 r.
2. Sprawozdanie nr 1/An-2/T/83 z przeprowadzonych prób w locie wg programu nr 2/An-2/T/RKB-3/83.
3. Sprawozdanie nr 2/PZL-104/T/83 z przeprowadzonych prób w locie wg programu nr 3/PZL-104/T/RKB-3/83.

Przetworniki przyspieszeń liniowych do układów nawigacji bezwładnościowej (II)

Mgr inż. STANISŁAW POPOWSKI
Mgr inż. ALEKSANDRA SOLIK
Instytut Lotnictwa

Podstawowymi przyrządami pomiarowymi stosowanymi w systemach nawigacji inercyjnej są przyspieszeniomierze. Mierzone przez nie odpowiednie składowe przyspieszenia samolotu po dwukrotnym scałkowaniu i uwzględnieniu ruchu obrotowego Ziemi oraz współrzędnych miejsca startu umożliwiają określenie aktualnego położenia. Przyspieszeniomierze dają pierwotną informację o ruchu samolotu i tym samym swoimi parametrami określają klasę układu nawigacji, w którym są wykorzystane. Z punktu widzenia użytkownika układu nawigacji zliczeniowej ważnym parametrem jest błąd określenia położenia samolotu po upływie określonego czasu. W lotnictwie wartość tego parametru waha się od paru mil morskich na 1 h lotu dla układów mało dokładnych, ok. 1 mili morskiej dla układów średnich, do ok. 0,25 mili morskiej na 1 h lotu dla układów bardzo dokładnych.

Błąd określenia położenia samolotu za pomocą nawigacji bezwładnościowej wynikający z błędu systematycznego przyspieszeniomierza określa zależność:

$$\Delta x = \frac{R\delta f}{g}(1 - \cos \omega_s t) \quad (1)$$

gdzie:

- R — promień Ziemi; $R = 6370 \times 10^3$ m,
- f — błąd systematyczny przyspieszeniomierza,
- g — przyspieszenie ziemskie; $g \times 9,81$ m/s²,
- ω_s — częstotliwość kołowa Schulera; $\omega_s = \sqrt{g/R}$,
- t — czas lotu samolotu.

Jak widać z podanej zależności, błąd systematyczny przyspieszeniomierza daje stałą wartość amplitudy określenia położenia, która oscyluje z częstotliwością Schulera (okres Schulera wynosi ok. 84 min).

Po uwzględnieniu dodatkowych błędów wnoszonych do układu nawigacji bezwładnościowej przez giroskopy oraz przez niedokładność całkowania przyspieszeń, niedokładne ustalenie warunków początkowych i błędy położenia osi przyspieszeniomierzy, można oszacować z zależności (1) dopuszczalny błąd systematyczny przyspieszeniomierza. Przy

założeniu, że błędy wnoszone do systemu przez giroskopy i przyspieszeniomierze są równe oraz że są one równe błędowi od niedokładnego ustawienia i całkowania można przyjąć, że błąd wnoszony przez przyspieszeniomierz stanowi ok. 1/4 błędu sumarycznego określenia położenia. Przy takim założeniu dla systemu średniej dokładności wymagana wartość błędu przyspieszeniomierza wynosi ok. 10^{-4} g, co odpowiada amplitudzie błędu określenia położenia 0,55 km.

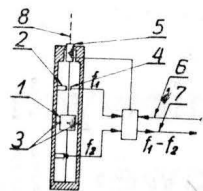
Sposób pomiaru przyspieszenia wynika bezpośrednio z zasad dynamiki i jest realizowany przez pomiar siły powstałej wskutek działania przyspieszenia na masę pomiarową.

Zasada jest jedna, ale możliwości tworzenia na jej podstawie przyrządów pomiarowych jest bardzo dużo.

W [1, 2, 4, 6] przedstawiono przyjęte klasyfikacje przyspieszeniomierzy ogólnego zastosowania. W artykule zostaną odrębnie sklasyfikowane, a następnie opisane te typy przyspieszeniomierzy, które znalazły zastosowanie w lotniczych układach nawigacji bezwładnościowej.

TABLICA 1. Parametry klasyfikacji przyspieszeniomierzy do lotniczych układów nawigacji bezwładnościowej

Parametr klasyfikujący	Stany parametru
Struktura przetwornika	otwarta — bez sprzężeń, zamknięta — ze sprzężeniem zwrotnym (kompensacyjne)
Element wykrywający przyspieszenie	wahadło, inne
Rodzaj zawieszenia masy pomiarowej	sprężyste, elektromagnetyczne, elektrostatyczne, pneumatyczne
Siły tłumiące	bez tłumienia, siły lepkości, siły elektromagnetyczne, siły elektrostatyczne
Rodzaj przetwornika pomiarowego	indukcyjny, pojemnościowy, rezystancyjny, fotoelektryczny
Sygnal wyjściowy	proporcjonalny do \ddot{X} , proporcjonalny do $\int \ddot{X} dt$, proporcjonalny do $\int \int \ddot{X} dt^2$
Liczba osi pomiarowych	jedna, dwie, trzy
Postać sygnału wyjściowego	analogowa, cyfrowa



Rys. 1. Budowa i zasada pracy przyspieszeniomierza strunowego [6]: 1 — masa bezwładna, 2 — prowadnica struny, 3 — zawieszenie promieniowe, 4 — czujnik drgań, 5 — regulator naciągu, 6 — częstotliwość wzbudzenia, 7 — do komputera, 8 — oś pomiarowa

Tabl. 1 przedstawia przyjęte parametry klasyfikacyjne przyspieszeniomierzy oraz odpowiadające im stany. W oparciu o te parametry zostały sklasyfikowane opisane w artykule typy przyspieszeniomierzy. Lista parametrów nie jest w pełni wyczerpana, lecz te, które są przedstawione w tabl. 1 autorzy artykułu uważają za charakterystyczne dla grupy przyspieszeniomierzy przeznaczonych do pracy w lotniczych systemach nawigacji bezwładnościowej.

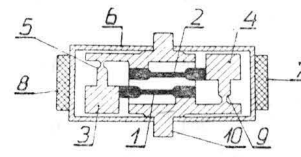
PRZYSPIESZENIOMIERZE O STRUKTURZE OTWARTEJ (BEZ SPRĘŻEŃ ZWROTNYCH)

Obszerna grupa prostych przyspieszeniomierzy bez sprzężeń zwrotnych szeroko stosowanych w automatyce i kontroli nie znalazła dużego zastosowania w układach nawigacji bezwładnościowej ze względu na niskie właściwości metrologiczne.

Praktycznie przyspieszeniomierze typu wahadłowego bez sprzężeń w ogóle nie są wykorzystywane, a z niewahadłowych stosowane są tylko przyspieszeniomierze wibracyjne. Początkowo były to przyspieszeniomierze strunowe [1, 2, 4, 6], w których częstotliwość drgań struny jest zależna od mierzonego przyspieszenia (rys. 1). Zaletą tego typu przyrządów jest stosunkowo duży zakres pomiarowy i łatwość cyfrowej obróbki sygnału wyjściowego. Były one m.in. wykorzystane do sterowania rakiet Atlas [4]. Nie-

stety są one podatne na skrośne działanie przyspieszeń i drgania mechaniczne [2].

Ostatnio obiecujące prace w tym zakresie prowadzone przez różne firmy (m.in. Singer General Precision) doprowadziły do powstania wibracyjnych przyspieszeniomierzy z kwarcowym piezoelektrycznym przetwornikiem pomiarowym [4] (rys. 2).



Rys. 2. Wibracyjny kwarcowy przyspieszeniomierz z przetwornikiem piezoelektrycznym [4]: 1, 2 — rezonatory piezoelektryczne, 3, 4 — masy bezwładnościowe, 5, 6 — wsporniki, 7, 8 — układy scalone, 9 — obudowa, 10 — korpus

Przetwornik pracuje w układzie różnicowym, co powoduje zmniejszenie błędów temperaturowych. Przyrząd ma dwa piezoelektryczne rezonatory 1 i 2 i dwie masy bezwładne 3 i 4 zamocowane na podatnych wspornikach 5 i 6 do korpusu 10. Każdy z piezoelektrycznych rezonatorów jednym końcem jest połączony z bezwładną masą, a drugim zamocowany do korpusu. Całość zamknięta jest w obudowie 9, na której są umieszczone elektroniczne obwody wzbudzenia rezonatorów w postaci układów scalonych 7 i 8. Praca przetwornika jest oparta na zjawisku zmiany częstotliwości drgań własnych układu wskutek odkształcenia elementów kwarcowych, czego przyczyną jest przyspieszenie działające na masy bezwładnościowe.

Zalety przedstawionego przyspieszeniomierza w stosunku do przyspieszeniomierza strunowego są następujące:

- większa stabilność błędu systematycznego osiągnięta przez wyeliminowanie naprężeń wstępnych (koniecznych do pracy struny),
- wysoka liniowość osiągnięta przez zastosowanie kwarcu (nieliniowość $< 10^{-6}$),
- wyeliminowanie efektów zamocowania i mechanicznego połączenia między rezonatorami,
- wysoka stabilność (bardzo dobre rezonatory kwarcowe),
- prosty układ wzbudzenia drgań.

Parametry techniczne tego typu przyspieszeniomierzy podaje tabl. 2. Takie przyspieszeniomierze znalazły zastosowanie szczególnie w układach nawigacji bezkardanowej (strapdown) ze względu na dopuszczalne ostrzejsze warunki pracy i łatwą obróbkę cyfrową sygnału wyjściowego.

PRZYSPIESZENIOMIERZE O STRUKTURZE ZAMKNIĘTEJ (KOMPENSACYJNE)

Największe zastosowanie w układach nawigacji inercjalnej znalazły przyspieszeniomierze o strukturze zamkniętej,

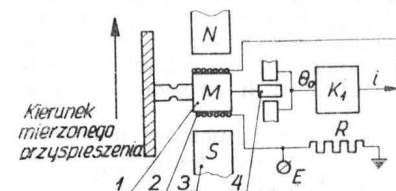
TABLICA 2. Przyspieszeniomierze wibracyjne kwarcowe

Firma, symbol	Zakres, g	Próg czułości, g	Nieliniowość	Temp. pracy, °C	Uwagi
Singer General Precision	do 200	10^{-6}	$< 10^{-6}$	$-50 \div +50$	stosowany do układów nawigacji bezwładnościowej
VBA	± 20	—	$< 10^{-6}$	$-40 \div +70$	stabilność charakterystyki w ciągu roku $< 20 \mu g$

pracujące w układzie serwomechanizmu. Praktycznie są to przyrządy typu wahadłowego. Dzięki zastosowaniu sprzężenia zwrotnego osiągnięto dużą czułość i dokładność, a zdobycze najnowszych technologii umożliwiły radykalne uproszczenie ich konstrukcji.

Przyspieszeniomierze kompensacyjne wahadłowe z zawieszeniem sprężystym

Zasadę działania tego typu przyrządu ilustruje rys. 3. Podstawowym elementem jest sprężyste zawieszone wahadło 1, z którym jest związana cewka 2 poruszająca się



Rys. 3. Schemat budowy przyspieszeniomierza kompensacyjnego wahadłowego o zawieszeniu sprężystym: 1 — wahadło, 2 — cewka siłownika elektromagnetycznego, 3 — magnes trwały, 4 — przetwornik pomiarowy

w stałym polu magnetycznym wytwarzanym przez magnesy trwałe 3. Ruch wahadła pod wpływem przyspieszenia jest mierzony przez przetwornik pomiarowy 4. Sygnał z tego przetwornika po wzmocnieniu jest podawany w postaci prądu na cewkę siłownika elektromagnetycznego 2 tak, aby wytworzona wskutek przepływu prądu w polu magnetycznym siła sprowadzała wahadło do położenia zerowego. Tak więc układ działa ze sprzężeniem zwrotnym ujemnym w postaci kompensacji siłowej.

Ruch wahadła opisuje równanie:

$$J\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + k\theta = T_2 \quad (2)$$

gdzie:

J — moment bezwładności wahadła,

θ — kąt wychylenia wahadła,

c, k — współczynniki tłumienia i sztywności zamocowania wahadła,

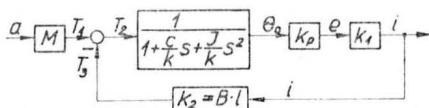
T_2 — wypadkowa siła działająca na wahadło.

Z równania (2) transmitancja wahadła jest równa:

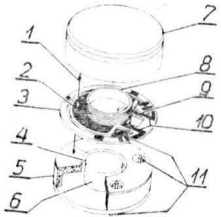
$$\frac{\theta}{T^2} = \frac{1}{1 + \frac{sc}{k} + \frac{s^2}{k}} \quad (3)$$

gdzie: s — operator różniczkowania.

Schemat blokowy przyspieszeniomierza kompensacyjnego wahadłowego przedstawia rys. 4.

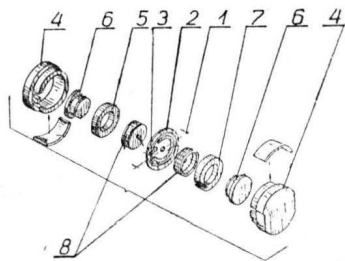


Rys. 4. Schemat blokowy przyspieszeniomierza kompensacyjnego wahadłowego: M — masa pomiarowa wahadła, T_1 — siła bezwładności; $T_1 = Ma$, K_p — stała przetwornika pomiarowego, K_1 — wzmocnienie wzmacniacza serwo, K_2 — stała przetwornika siły; $K_2 = B \times l$, B — wartość indukcji w szelce, l — długość uzwojenia cewki przetwornika siły, T_2 — siła oddziaływania przetwornika siły na wahadło



Rys. 5. Budowa przyspieszeniomierza wahadłowego kompensacyjnego z zawieszeniem sprężystym: 1 — kierunek osi pomiarowej, 2 — podzespół masy bezwładnika, 3 — płytka czujnika i wahadła, 4 — promieniowe pole magnetyczne, 5 — nabiegunnik, 6 — magnes trwały, 7 — nabiegunnik, 8 — cewka momentowa, 9 — zawieszenie, 10 — cienkowarstwowe doprowadzenia elektryczne, 11 — przewody elektryczne

Zamknięcie pętli ujemnego sprzężenia zwrotnego prawie wszystkich ogniw przetwornika narzuca elementom pętli sprzężenia wysokie wymagania dokładnościowe przy jednoczesnym dopuszczeniu większych błędów pozostałych elementów, np. przetwornika pomiarowego.

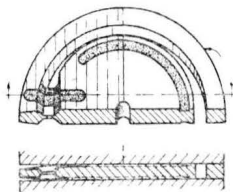


Rys. 6. Budowa przyspieszeniomierza wahadłowego kompensacyjnego: 1 — kierunek osi pomiarowej, 2 — płytka wahadła, 3 — zawieszenie, 4 — obudowa, 5 — nabiegunnik, 6 — magnes trwały, 7 — nabiegunnik, 8 — cewka momentowa

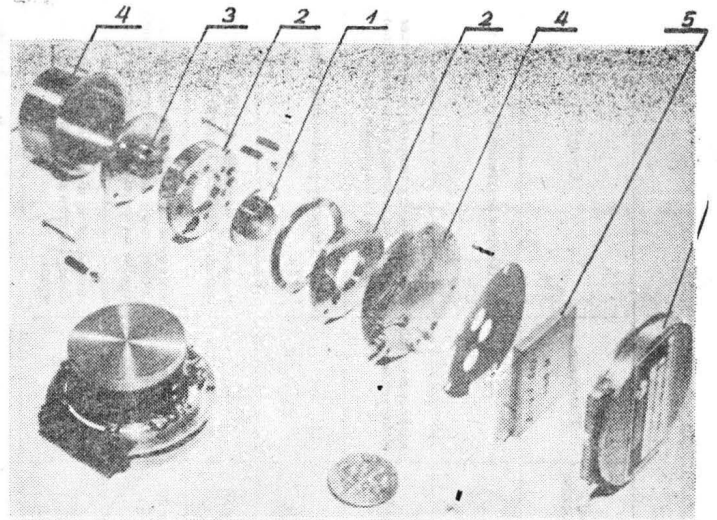
W opisywanym przyspieszeniomierzu jest wymagana wysoka dokładność i stabilność pracy przetwornika siły, który określa współczynnik $k_s = Bl$. Tak więc o klasie przyspieszeniomierza w największym stopniu decyduje stabilność kompensacji zmian indukcji magnetycznej wskutek narażeń środowiska.

Przykładem takiej konstrukcji jest przyspieszeniomierz firmy North American Rockwell Corporation, opisany w [4, 8, 12] (rys. 5÷7).

Na rys. 5 i 6 przedstawiono budowę przyrządu. Między dwiema częściami korpusu 4 znajduje się obwodowo zamocowana, specjalnie obrobiona płytka kwarcowa 2 przed-

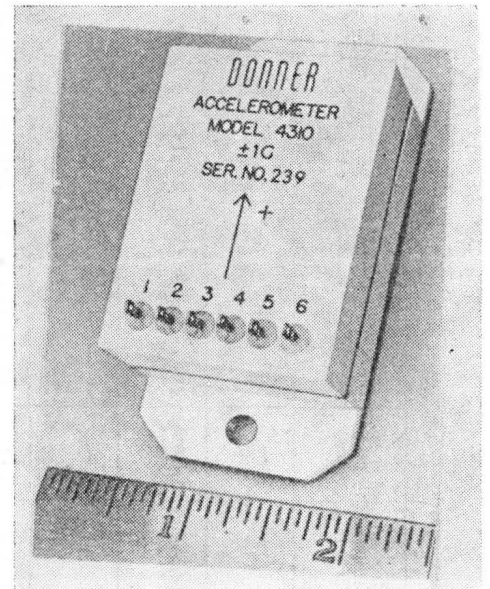


Rys. 7. Budowa kwarcowego zawieszenia wahadła przyspieszeniomierza kompensacyjnego



Rys. 8. Przyspieszeniomierz wahadłowy kompensacyjny firmy Rockwell: 1 — zespół wahadła i przetwornika momentu, 2 — nabiegunnik, 3 — magnes stały, 4 — obudowa, 5 — cienkowarstwowy układ scalony do obróbki sygnałów pomiarowych

stawiona szczegółowo na rys. 7, która wraz z dwiema obustronnie przymocowanymi cewkami przetwornika pełni rolę wahadła. Umieszczone symetrycznie po jej obu stronach



Rys. 9. Przyspieszeniomierz wahadłowy kompensacyjny typu 4310 firmy Systron Donner stosowany w raketach LANCE do sterowania zasięgiem lotu (obok podziałka calowa)

magnesy trwałe 6 oraz nabiegunniki 5 i 7 tworzą dwa obudowy magnetyczne, które pozwalają na uzyskanie w dwóch szczelinach powietrznych jednorodnego pola indukcji magnetycznej. W szczelinach tych umieszczone są uzwojenia siłownika elektromagnetycznego.

Płytką kwarcową pełniącą rolę wahadła (rys. 7) ma nacięty w kształcie litery U obwodowy kanał, który oddziela ruchomą część środkową od pozostałej. Zawieszenie podatne tworzy wąski pasek naciętego kwarcu, przez który biegną również napyłone doprowadzenia elektryczne do uzwojeń przetwornika siły, jak również doprowadzenia pojemnościowego przetwornika położenia. Przetwornik ten tworzy obustronnie napyłone warstwy metalu na ruchomej części środkowej względem nieruchomych nabiegunników magnetycznych.

Zastosowanie odpowiednio obrobionego kwarcu jako elementu masy pomiarowej i zawieszenia bardzo poprawiło właściwości metrologiczne przyrządu (tabl. 3). Przede wszystkim uległy zmniejszeniu błędy histerezy. Maksymalne przemieszczenie płytki środkowej pod wpływem przyspieszenia wynosi ok. 19 μm . Przemieszczenie to jest mierzone przetwornikiem pojemnościowym, który przez wzmacniacz steruje przetwornikiem siły.

Rys. 8 przedstawia zrealizowany przyspieszeniomierz firmy Rockwell, używany w bezkardanowym układzie nawigacji bezwładnościowej typu N 73 stosowanej na samolotach A-10 Fairchild i B-52. Próg czułości tego przyrządu wynosi 10⁻⁶, a liniowość jest lepsza od 5 \times 10⁻⁵.

Podobną konstrukcją ma przyspieszeniomierz typu A-4

TABLICA 3. Zestawienie danych technicznych przyspieszeniometry wahadlowych kompensacyjnych

Typ — rodzaj zawieszenia, firma	Symbol	Zakres, g	Próg czułości, g	Nieliniowość, g	Histereza, %	Błąd zera	Czułość poprzeczna, g/g	Błąd temperatury		Temp. pracy, °C	Masa, g	Wymiary, mm × mm × mm	Tłumienie	Uwagi
								zera, g/°C	czułości, g/°C					
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Minneapolis Honeywell Regulator Company	GG177	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	indukcyjny przetwornik pomiarowy
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Ferranti	FA 2 FA 4	±20 ±20	— —	— —	— —	3 × 10 ⁻⁴ g 10 × 10 ⁻⁴ g	— —	0,005%/°C 0,005%/°C	0,2 × 10 ⁻⁴ 0,4 × 10 ⁻⁴	do 68 do 55	80 20	54 × 25 29 × 17 × 15	wiskotyczne lub elektryczne	kompensowany temperaturowo przez bocznik magnetyczny lub przez stosowanie cewki kompensacyjnej
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Reeves Instrument Co., USA	—	±10	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	fotolektryczny przetwornik pomiarowy
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Systron Donner	4310	±0,5 do ±35	<10 ⁻³ %	0,05%	0,02	<0,05%	<0,002	0,018%/°C	0,018%/°C	-40 ÷ +93	128	76 × 36 × 38	—	stosowany w raketach USA LANCE, technice lotniczej i morskiej
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Systron Donner	4311AS 4311AR	±0,5 do ±20	<10 ⁻³ %	<0,05%	0,02	<0,05%	0,002	0,018%/°C	0,018%/°C	-40 ÷ +93	34	30 × 34 × 28 35 × 42	0,7 ± 0,1 lub inne do uzgodnienia	stosowane do sterowania pociskami raketowymi, używane w programie Apollo na pojeździe księżycowym
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Systron Donner	4852	±10 do ±40	10 ⁻⁴	—	—	—	—	—	—	-62 ÷ +90	65	—	—	stosowany w układach nawigacji lotniczej i sterowania pociskami raketowymi
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Littor	A-4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	stosowany w układzie nawigacji inercyjnej bezkardanowej LR-80 HARS
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, SFENA	131	±20	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, SFENA	27-15 27-16	±0,3 do ±37	≤ 10 ⁻⁴	—	—	—	—	—	—	—	220 do 270	—	—	indukcyjny przetwornik pomiarowy
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym, Litton	A-10000	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	stosowany w układzie nawigacji inercyjnej LN 33 i LN 39
Kompensacyjny wahadlowy, Smiths Industries Limited	—	10 ⁻⁴ %	< ±10 ⁸⁰ %	< 0,05%	—	—	0,002	—	—	-40 ÷ +90	—	—	0,7 ± 0,1 przy 20°C	stosowany w układach nawigacji z przetwornikiem fotolektrycznym
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym Q-Flex, Sundstrand Aerospace	—	±1 do ±20	10 ⁻⁴	10 ⁻⁴	0,001	—	—	—	—	—	—	—	—	pojemnościowy przetwornik pomiarowy w układzie różnicowym
Kompensacyjny z zawieszeniem sprężystym Q-Flex, Endevo Co., USA	QA 116-15	—	10 ⁻⁷	< 0,05%	< 0,05	—	< 0,02%	0,025%/°C	0,025%/°C	—	—	25 × 44	—	pojemnościowy przetwornik pomiarowy różnicowy
Kompensacyjny wahadlowo-pływakowy, Elliot Brothers	—	±1 do ±100	10 ⁻³⁰ %	0,05% ÷ 0,2%	< 0,08	±0,25%	—	—	—	-54 ÷ +110	79	51 × 24	0,5 ± 0,1 44°C ÷ 110°C	kompensację temperaturową przeprowadza się za pomocą odpowiednich dławików
Kompensacyjny wahadlowo-pływakowy, Marconi Avionics	AP-SI	±1 do ±1000	±10 ⁻³⁰ %	0,5% ÷ 2%	0,08	±0,2%	—	—	—	-54 ÷ +110	79	52 × 24	0,5 ± 0,1 44°C ÷ 110°C	—
Kompensacyjny wahadlowo-pływakowy, SFIM	JT-21 JT-210 JT-219	±0,5 do ±12	2 × 10 ⁻⁴⁰ %	±0,1%	±0,05 ±0,03	—	0,002	0,005%/°C	—	-30 ÷ +80	180	89 × 46 × 62	—	—

Beech Aircraft Starship 1 • USA •

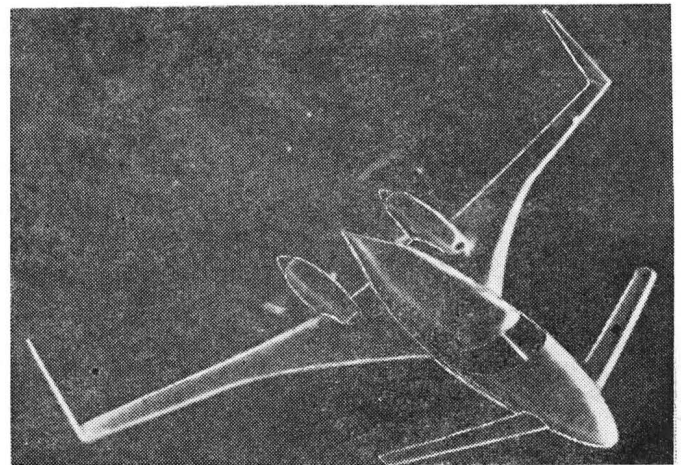
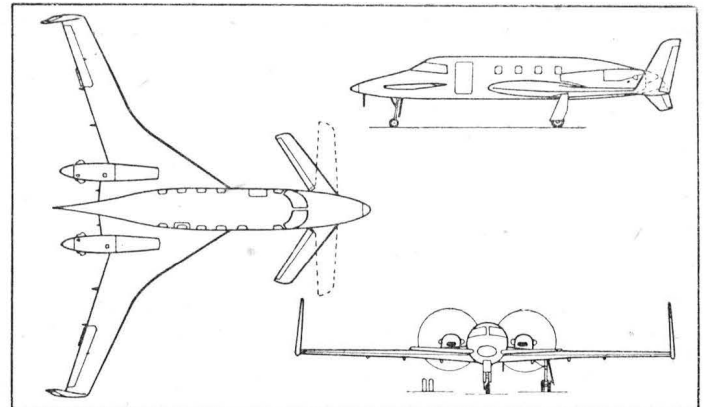
Turbośmigłowy samolot służbowy o niekonwencjonalnym układzie

W sierpniu 1983 r. firma Beech Aircraft Corp. rozpoczęła próby w locie zmniejszonego w skali 0,85:1 prototypu 8/10-miejscowego samolotu służbowego o jeszcze bardziej awangardowym układzie niż samoloty Avtek i GP-180. W budowie znajduje się 6 prototypów o naturalnej wielkości — próby pierwszego z nich mają się rozpocząć w końcu 1984 r.

Układ samolotu jest wynikiem 5 lat badań mających na celu zbudowanie samolotu o dużej prędkości przy zmniejszonym, w porównaniu z obecnymi śmigłowymi i odrzutowymi samolotami służbowymi, zużyciu paliwa, o niższym poziomie hałasu w kabinie, o dużej stateczności we wszystkich fazach lotu i o mniejszej asymetrii ciągu w przypadku jednego silnika nie pracującego. Stwierdzono, że można to osiągnąć budując samolot w układzie kaczki bez centralnego, pionowego statecznika (który przenosi hałas i drgania do kabiny), z przednim płatem o zmiennej geometrii, z pchającymi śmigłami i gondolami silnikowymi umieszczonymi blisko podłużnej osi symetrii, lecz nie stykającymi się z kadłubem. Przedni płat o rozpiętości 8,07 m jest normalnie ustawiony skośnie i tylko w chwili wypuszczenia klap płata głównego ustawia się pod kątem prostym. Płat główny ma dużą cięciwę u nasady i jest zaopatrzony w klapy Fowlera, a na końcach w płyty brzegowe ze sterami kierunku. Struktura płatowca jest wykonana z laminatu i tytanu. Dzięki takiej konstrukcji ściany kadłuba mają grubość tylko 6,4 cm, w porównaniu z 11-15 cm dla typowej konstrukcji ze stopu lekkiego, co zwiększa objętość kabiny. Kabina pasażerska o standardowym układzie z 9 fotelami, toaletą i dwoma pomieszczeniami bagażowymi dostępnymi w locie jest obliczona na różnicę ciśnień 0,58 daN/cm². Wyposażenie kabiny załogi dostarczyła firma Collins. Zmniejszony prototyp jest napędzany silnikami Pratt Whitney PT6A-135, natomiast normalne prototypy i samoloty seryjne będą zaopatrzone w silniki PT6A-60 o mocy startowej zdławionej do 736 kW (1000 KM), z 4-łopatowymi śmigłami. Cenę samolotu szacuje się na 2 743 000 dol. (wg kursu z 1983 r.).

Dane techniczne

Rozpiętość	16,63 m
Długość	13,84 m
Wysokość	3,92 m



Masa do startu maks.	5670 kg
Prędkość przelotowa maks.	644 km/h
Wznoszenie maks.	16,8 m/s
Wysokość przelotowa	12 500 m
Zasięg z 45-min rezerwą paliwa	3334 km
	W.K.

cd. ze s. 8

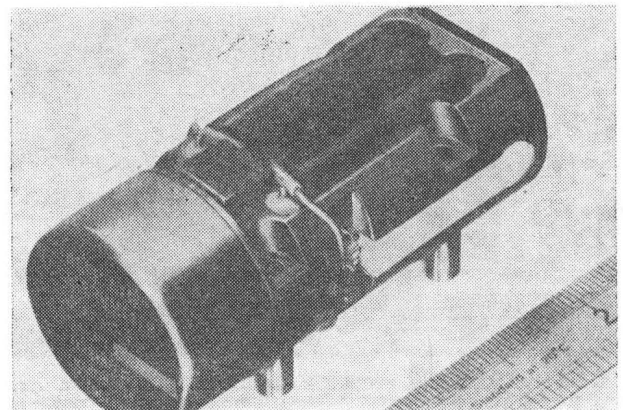
firmy Litton z układu nawigacji bezwładnościowej bezkarbowej LR-80 HARS i typu 131 firmy SFENA. Dane techniczne podaje tabl. 3.

W opisach patentowych [14, 16] przedstawiono schematy elektryczne takich przyspieszoniomierzy, w których nacisk położono na osiągnięcie maksymalnej stabilności pracy w różnych temperaturach, na minimalizację zmian czułości przez wykorzystanie sygnału różnicowego i osiągnięcie niskiej czułości sygnału wyjściowego na zmiany napięcia zasilania przy małej złożoności układu elektrycznego. Interesujące rozwiązanie przyspieszoniomierza tego typu przedstawia opis patentowy [11], w którym jako wahadło zastosowano płaskie koło wykonane z materiału ceramicznego podwieszono na sprężynach płaskich. W przyspieszoniomierzu tym zastosowano oryginalną metodę kompensacji zmian indukcji magnetycznej wskutek zmian temperatury przez zmianę szerokości szczeliny powietrznej w funkcji temperatury.

W tabl. 3 przedstawiono podstawowe dane techniczne niektórych przyspieszoniomierzy tego typu, a na rys. 9 i 10 — niektóre z nich.

Należy podkreślić, że opisana grupa przyspieszoniomierzy jest najszerszej stosowana w praktyce. Przyspieszoniomierze tego typu charakteryzują się bardzo dobrymi właściwościami mechanicznymi, małą histerezą, dużą stabilnością w czasie, dobrą liniowością charakterystyk, wysoką górną

częstotliwością pracy (do 2,5 kHz) i dużą odpornością na narażenia mechaniczne (np. na uderzenia o amplitudzie 200÷500 g i wibracje z amplitudą 35 g do 2 kHz) [4].



Rys. 10. Przyspieszoniomierz typu FA-2 firmy Ferranti (tabl. 3) (obok podziałka calowa)

Literaturę zamieścimy w cz. II artykułu.

Badania statyczne konstrukcji lotniczych (I)

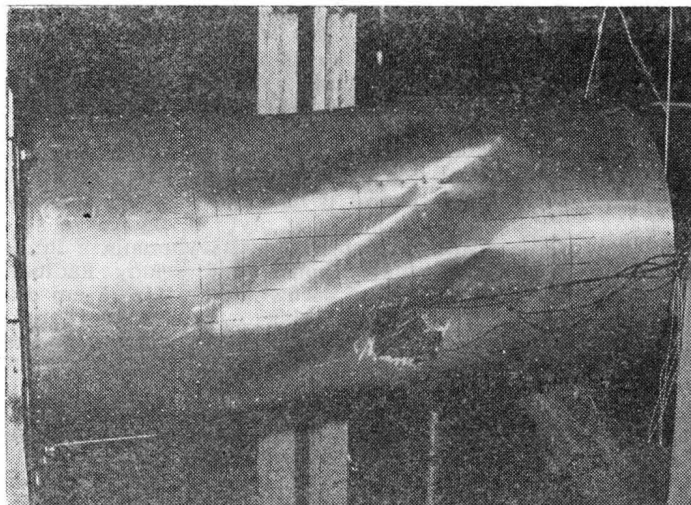
Mgr inż. **ANDRZEJ SZOT**
Instytut Lotnictwa

Rola prób statycznych w pracach badawczych nad prototypem samolotu

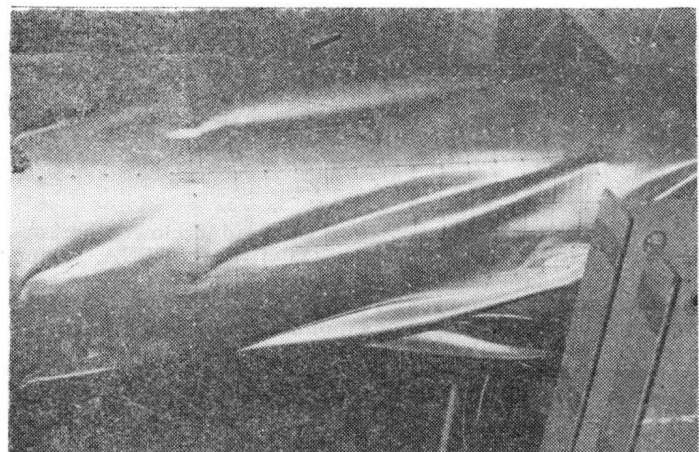
Doświadczalna weryfikacja właściwości wytrzymałościowych prototypu samolotu ma ogromne znaczenie w procesie powstawania nowej konstrukcji i wprowadzania jej do użytkownia. Badania statyczne dotyczą w tej dziedzinie dwóch obszarów:

- Stanowią ważne narzędzie dla konstruktora już w fazie projektowania, jako źródło informacji o przydatności przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych, nowych technologii lub materiałów, wprowadzonych modeli obliczeniowych. W tym zakresie prowadzi się badania na próbnym elementach konstrukcyjnych lub konstrukcjach modelowych (rys. 1÷4). Z wyników tych badań konstruktor korzysta na bieżąco, wprowadzając odpowiednie zmiany do powstającego projektu. Są one zatem istotnym składnikiem projektowania.
- Drugi obszar wykorzystania prób statycznych jest bardziej rozległy zarówno pod względem zakresu badań, jak też dostarczanych informacji, ich ważności i możliwości wykorzystania. Są to próby gotowych konstrukcji prototypowych. Cel ich jest podwójny. Są one istotną częścią

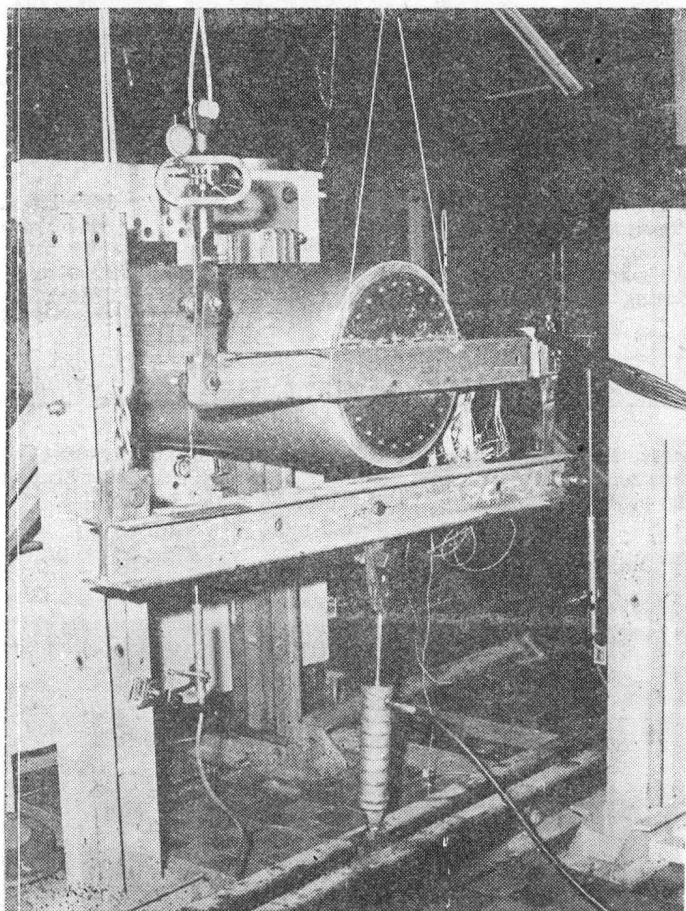
wymaganych przez nadzór państwowy badań dowodowych, których zadaniem jest potwierdzenie przez konstrukcję przyjętych założeń wytrzymałościowych. Stanowią praktyczne potwierdzenie prawidłowości obliczeń wytrzymałościowych lub w przypadkach, gdy obliczenia takie nie mogą być w pełni wiarygodne, uzupełniają je czy nawet wręcz zastępują. Bez przeprowadzenia określonego zakresu prób



Rys. 2. Próba konstrukcyjna o parametrach geometrycznych jak na rys. 1, ale tylko nitowana, po utracie stateczności wskutek obciążenia momentem skręcającym. W próbie prowadzono pomiary tensometryczne dla określenia wartości naprężeń krytycznych. Fot. A. Szczepaniak

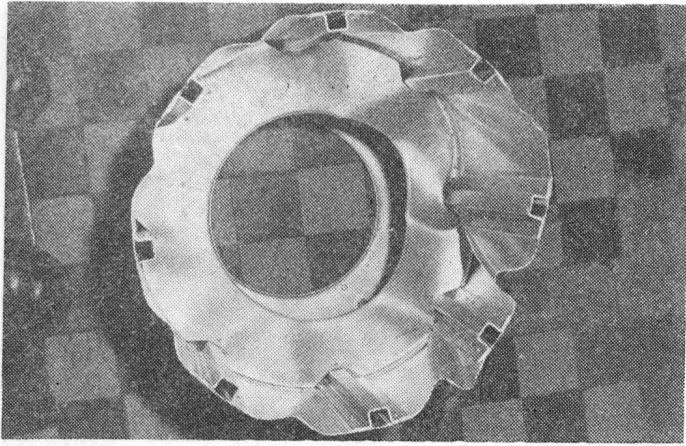


Rys. 3. Próba konstrukcyjna duralowa o gabarytach jak na rys. 1, z połączeniem elementów za pomocą kleju z dociskiem technologicznym nitami. Blacha pokrycia o grubości 0,8 mm, osiem podłużnic o przekroju omegaowym $20 \times 20 \times 20 \times 1,5$ mm. Widoczne zniszczenie po utracie stateczności wskutek skręcania. Fot. A. Szczepaniak



Rys. 1. Próba statyczna próbki konstrukcyjnej. Powłoka duralowa o grubości 0,8 mm, usztywniona ośmioma podłużnicami o przekroju kątownika $20 \times 20 \times 1,5$ mm i czterema wręgami. Mocowanie usztywnień za pomocą klejenia z dociskiem technologicznym nitami. Próbkę obciążono momentem skręcającym. Widoczny siłownik hydrauliczny i siłomierz mechaniczny. Po obu stronach dźwignię obciążającej znajdują się czujniki indukcyjne do pomiaru przemieszczeń liniowych. Fot. A. Szczepaniak

statycznych nie jest możliwe wykonanie oblotu prototypu, bardzo ważnego momentu w całym ciągu prac nad powstaniem nowego samolotu, rozpoczynającego etap niezbędnych badań właściwości lotnych. W zakres ten wchodzi próby najważniejszych ze względu na bezpieczeństwo lotu fragmentów konstrukcji płatowca, takich jak mechanizmy sterowania, usterzenie, skrzydła, lotki, klapy, podwozie, mocowanie zespołu napędowego. Pierwsze loty, w związku z brakiem pełnego materiału informacyjnego z badań, muszą odbywać się przy pewnych ograniczeniach prę-



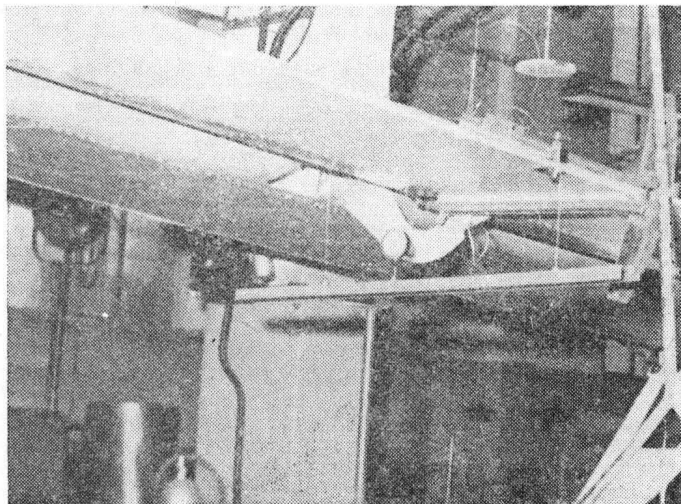
Rys. 4. Próbką z rys. 3 po wykonaniu przekroju poprzecznego. Fot. A. Szczepaniak

kości, mas i przeciążeń, wynikających z manewrów. Ograniczenia te są zdejmowane stopniowo, wraz ze stopniową realizacją coraz większego zakresu prób. Użytkowanie samolotu bez ograniczeń wymaga wykonania z pozytywnym wynikiem wszystkich przewidzianych w tym celu prób. O ich rodzaju i liczbie, a także stawianych wymaganiach decydują przepisy budowy sprzętu lotniczego, nadzór państwowy i konstruktor. Pozytywna ocena konstrukcji pod względem wytrzymałości jest możliwa wtedy, gdy obiekt poddany próbom spełni wszystkie stawiane przed nim wymagania. Najogólniej wymagania te można sprowadzić do trzech:

- wystarczającej sztywności,
- wystarczającej wytrzymałości,
- prawidłowego funkcjonowania zespołów sterowania w warunkach obciążenia działającego na płatowiec.

Ww. wymagania dzielą próby statyczne na trzy odpowiednie grupy: sztywnościowe, wytrzymałościowe i funkcjonalne, przy czym te ostatnie są wykonywane wraz z próbami wytrzymałościowymi i wiążą się z fragmentem ich realizacji.

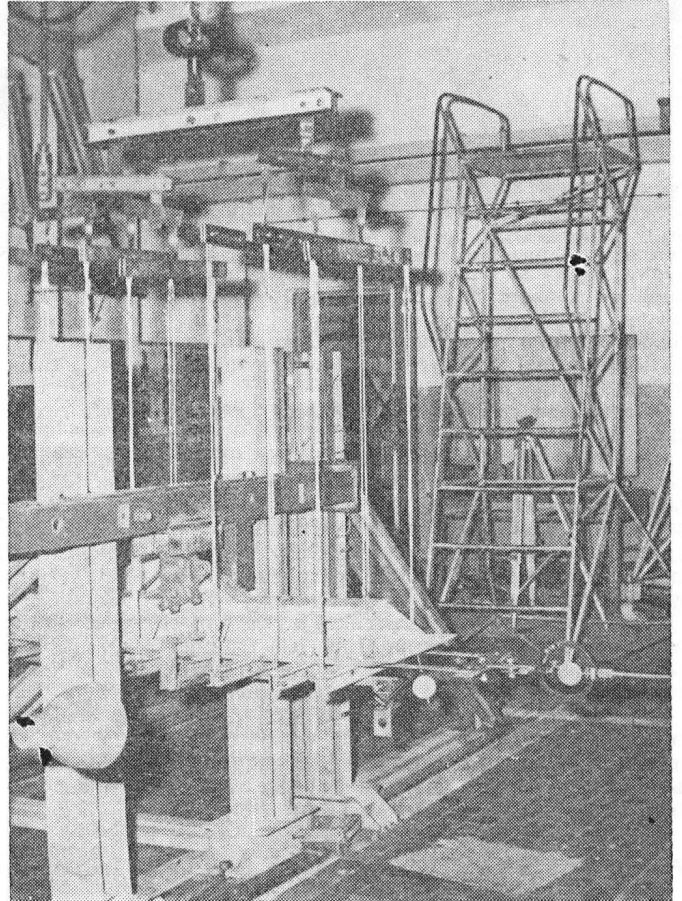
W wyniku prób sztywnościowych zostaje określona rzeczywista sztywność konstrukcji. Jej wartość wyznacza maksymalną prędkość samolotu ze względu na możliwość wystąpienia drgań samowzbudnych skrzydeł, usterzenia i kadłuba. W przypadku, gdy otrzymana z prób sztywność jest zbyt mała, stawiane są odpowiednie ograniczenia co do maksymalnej prędkości lotu. Jednocześnie wyniki prób służą do sprawdzenia obliczeń związanych z teoretycznym rozważaniem możliwości wystąpienia tych drgań tzw. analizą flutterową. Ciągi mechanizmów sterowania muszą być również wystarczająco sztywne, aby przy występujących w locie obciążeniach powierzchni sterowych podatność tych ciągów nie zmniejszała zbyt dysponowanego przez pilota zakresu wychyleń sterów i lotek. Zmniejszenie to nie może przekraczać 20% całkowitego zakresu przy obciążeniach wynoszących 40% maksymalnych obciążeń, które mogą pojawić się teoretycznie w eksploatacji.



Rys. 5. Przykład zastosowania kątomierza wahadłowego w próbie mechanizmu sterowania lotkami, przy wprowadzeniu obciążenia od strony lotki (obciążenie momentem zawiasowym). Fot. W. Garbarczyk

W związku z tym, że próby wytrzymałościowe mają bezpośredni wpływ na stan konstrukcji i ich efekty mogą wpływać na pomiary sztywności złożonych zespołów konstrukcji, próby sztywnościowe należy wykonywać w pierwszym etapie badań, przed próbami wytrzymałościowymi. Wytrzymałość konstrukcji musi gwarantować przeniesienie bez odkształceń trwałych obciążeń o określonej wartości i rozkładzie, zwanych obciążeniami dopuszczalnymi, największymi jakie mogą wystąpić w danych warunkach lotu lub kontaktu z ziemią. Wymagane jest również, aby konstrukcja nie uległa zniszczeniu przy obciążeniach odpowiednio zwiększonych (zwanych niszczącymi), powstających w wyniku pomnożenia obciążeń dopuszczalnych przez współczynnik bezpieczeństwa. Jego wartość jest zależna od wymagań konkretnych przepisów, badanego zespołu lub elementu konstrukcji, materiału, z którego jest on wykonany i przypadku obciążenia. Mieści się ona w zasadzie w granicach 1,3÷3, ale najczęściej używana jest wartość 1,5.

W zakres prób funkcjonalnych wchodzi sprawdzenie

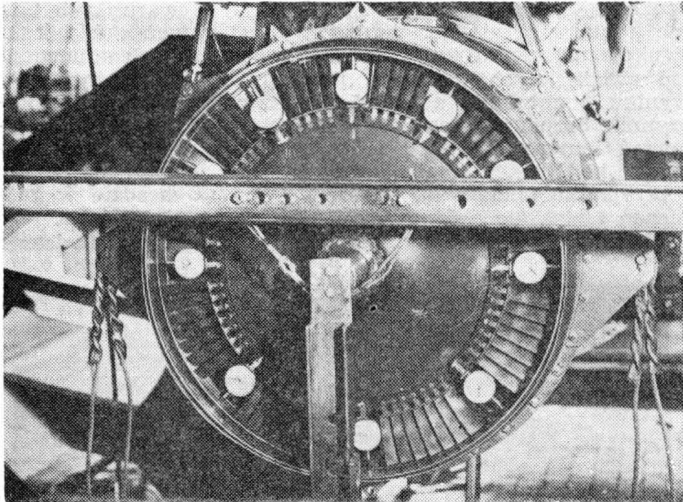


Rys. 6. Próba narty wykonywana na oddzielnym stoisku

funkcjonowania mechanizmów sterowania i swobody ruchów sterów i lotek w warunkach obciążeń dopuszczalnych na skrzydło lub usterzeniu. Wymaganie dot. funkcjonalności jest również sprawdzone pośrednio, przez obserwację wizualną i pomiary sił w popychaczach w próbach wytrzymałościowych mechanizmów sterowania. Chodzi tu o stwierdzenie, czy nie występują oparcia i zacięcia w mechanizmach. Należy zauważyć, że wykonywane w próbach statycznych próby funkcjonalne mają niewielki zakres, ale dotyczą bardzo ważnych zespołów konstrukcji płatowca, decydujących o jego bezpiecznej eksploatacji. Niezależnie od omówionych w artykule, wykonuje się w badaniach samolotu wiele różnego rodzaju prób funkcjonalnych nie związanych z próbami statycznymi.

Drugim zadaniem, jakie spełniają próby statyczne gotowych obiektów, jest zebranie danych doświadczalnych o statyce konstrukcji rzeczywistej, przeznaczonych na użytek konstruktora. Celowi temu służą szczegółowe obserwacje zachowania się konstrukcji, a przede wszystkim pomiary, wykonywane w trakcie prób, w wyniku których uzyskuje się wartości odkształceń liniowych i kątowych struktury, naprężeń, sił w elementach prętowych oraz momentów gnących i skręcających. Przeprowadzenie próby do obciążeń wyższych niż wynika to z wymagań dowodowych, aż do zamierzonego zniszczenia konstrukcji, umożliwia

określenie rzeczywistych zapasów wytrzymałości zniszczonego elementu czy zespołu. Uzyskane w próbach wyniki pomiarów i obserwacji są podstawą dokładnych analiz i wniosków z pracy konstrukcji i jej wyteżenia, poprawności metod i modeli obliczeniowych, zastosowania badań na elementach próbnych i ich przydatności. Uwzględniając wszystkie wnioski konstruktor pracuje nad poprawie-



Rys. 7. Zastosowanie czujników zegarowych do pomiaru wielkości luzu między turbiną a płaszczem silnika SO-1 w próbie dla przypadku wyrwania do $n = n_{max}$. Silnik w próbie zabudowany na kadłubie płatowca TS-11 Iskra. Fot. W. Garbarczyk

niem konstrukcji, doprowadzeniem jej do możliwie optymalnej postaci pod względem wytrzymałościowym i masowym.

W próbach gotowych konstrukcji prototypowych rozróżnia się trzy rodzaje, ze względu na badany obiekt:

— próby małych, lecz ważnych fragmentów konstrukcji, np. okuć i okolic ich zabudowy w otaczającej strukturze, prowadzące najczęściej do zniszczenia w końcowym etapie prób; ich konieczność może wynikać z wymagania wyższego współczynnika bezpieczeństwa dla tych elementów niż współczynnik dla pozostałej struktury, albo też z wymagań konstruktora,

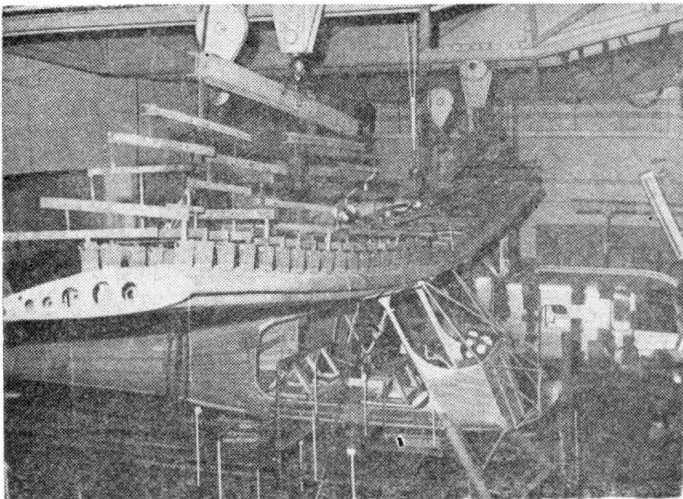
— próby zespołów konstrukcyjnych, np. skrzydeł, kadłuba, podwozia, usterzenia lub ich fragmentów, np. lotki sterów, nart (rys. 5÷7); próby te są wykonywane często na oddzielnych stoiskach, poza płatowcem,

— próby całego płatowca; w tych próbach są obciążone wszystkie jego główne zespoły w sposób zapewniający pełną równowagę badanego obiektu przy obciążeniach siłami aerodynamicznymi, ciągiem silnika i siłami masowymi (rys. 8, 9).

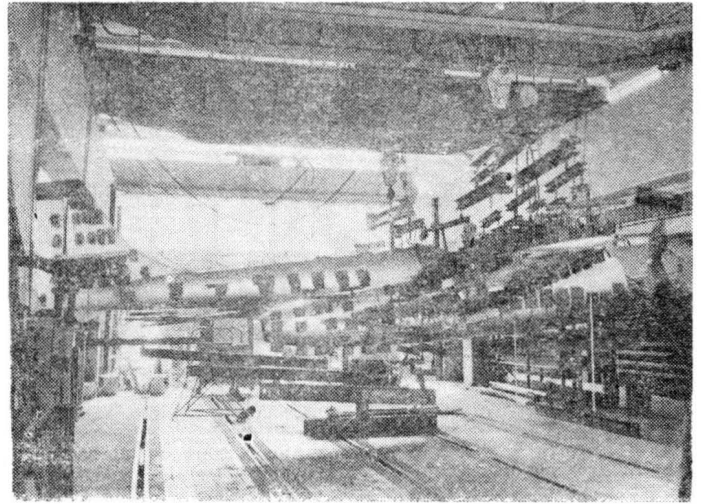
Podstawowe zagadnienia związane z badaniami statycznymi

Opis próby statycznej

Realizacja próby statycznej polega na przyłożeniu do

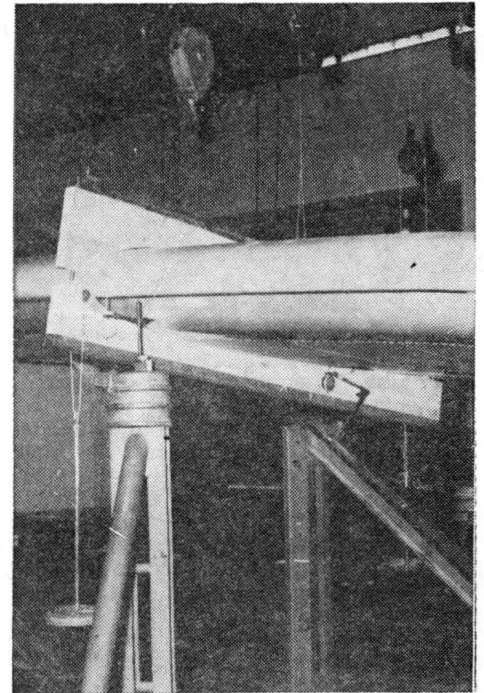


Rys. 8. Próba całego płatowca. Zdjęcie wykonane przy obciążeniu dopuszczalnym. Widoczny układ dźwigniowy oraz sprężyste ugięcie skrzydeł pod obciążeniem. Fot. W. Garbarczyk



Rys. 9. Próba wytrzymałościowa całego płatowca wykonywana przy użyciu mostów suwnicowych. Fot. W. Garbarczyk

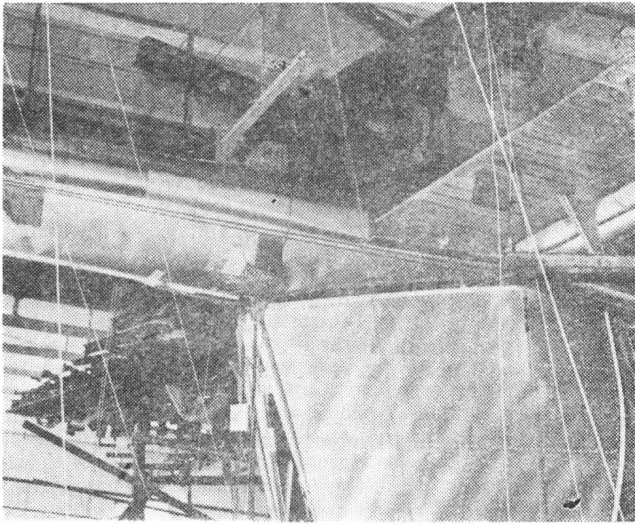
badanego obiektu obciążen zewnętrznymi, obserwacji zachowania się konstrukcji oraz pomiarze i rejestracji interesujących badacza wielkości fizycznych, określających stan obiektu. Stan ten, jako bezpośredni efekt działania obciążeń, charakteryzuje jednoznacznie statyczne właściwości wytrzymałościowe badanej konstrukcji. Realizacja prób



Rys. 10. Sposób wprowadzenia momentu skręcającego w skrzydło podczas próby sztywnościowej. Fot. Z. Zych

sztywnościowych i wytrzymałościowych jest podobna. Różnice, wynikające z odmiennych celów tych prób, dotyczą wielkości przykładanych obciążeń i ich liczby.

W próbach sztywnościowych obciążenia nie przekraczają 40% obciążeń dopuszczalnych i sprowadzają się do niewielkiej liczby sił skupionych lub momentów skręcających, przykładanych w określonych przekrojach (rys. 10). Obciążenia przykładane są stopniowo, np. co 10% obciążeń dopuszczalnych. Zmiana obciążeń między kolejnymi poziomami odbywa się płynnie i powoli, w celu uniknięcia efektów dynamicznych, zapewnienia wymaganych proporcji między wszystkimi siłami oraz ze względu na konieczność kontroli zmian stanu konstrukcji wraz ze zmieniającymi się obciążeniami. Jest to ważne zwłaszcza w pobliżu i powyżej obciążeń dopuszczalnych. Realizacja obciążeń niszczących wymaga szczególnej ostrożności i zabezpieczeń przed skutkami, jakie pociąga za sobą gwałtowne wyzwolenie się energii sprężystości nagromadzonej w materiale konstrukcji. Na rys. 8 widać sprężyste ugięcie skrzydła samolotu w próbie dla przypadku „Punkt A krzywej wyrwania”. Inne przykłady sprężystych odkształceń konstrukcji podczas próby pokazano na rys. 11 i 12. Przykładowe obiekty po próbie niszczącej pokazano na rys. 13÷16. Na rys. 17



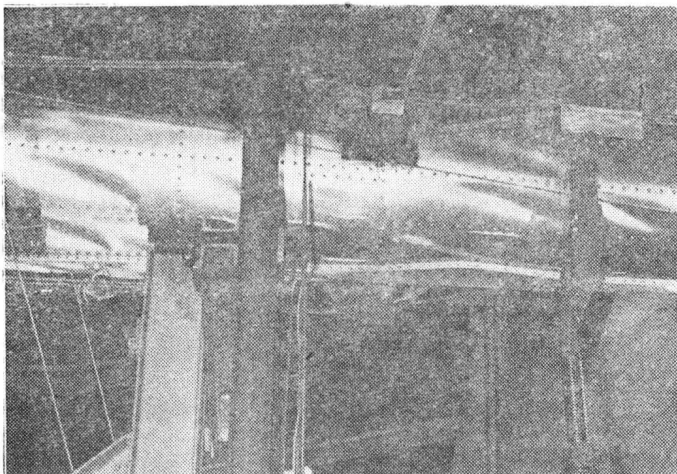
Rys. 11. Próba statyczna dużego płatowca o niekonwencjonalnym układzie (usterzenie mocowane na dwóch belkach ogonowych). Widoczna utrata stateczności pokrycia

pokazano poglądowo przykładowy przebieg obciążenia w próbie wytrzymałościowej.

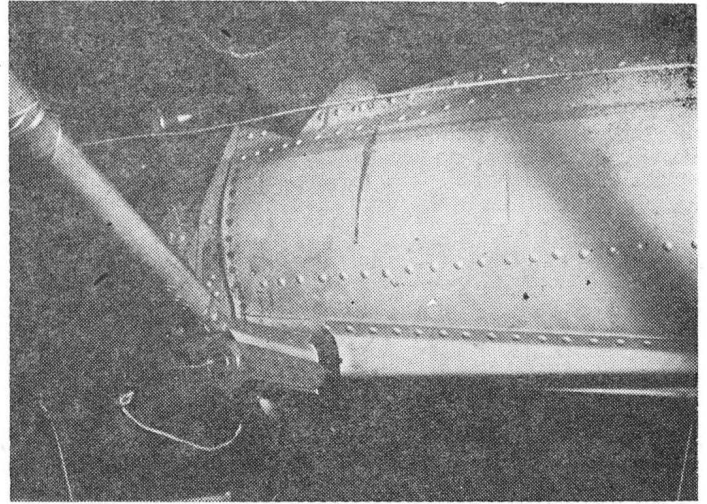
Na każdym z zadanych poziomów obciążenia utrzymywane są w czasie niezbędnym do dokonania obserwacji, odczytu wskaźników pomiarowych i rejestracji pomierzonych wartości. Pomiary wykonuje się najczęściej w zakresie obciążeń dopuszczalnych, rzadziej powyżej nich. Chodzi w tym przypadku o maksymalne skrócenie czasu utrzymywania konstrukcji w stanie silnego wyężenia, zbliżonego do jej granicznych możliwości.

Pierwszym etapem statycznej próby wytrzymałościowej jest obciążenie wstępne. Jego wartość wynosi 40÷60% obciążenia dopuszczalnego, co jest dla konstrukcji obciążeniem bezpiecznym, ale spełniającym zarazem istotne zadania. Jedno z nich polega na dopasowaniu do siebie wszystkich współpracujących ze sobą elementów i likwidacji luzów na połączeniach. Dzięki temu struktura pracuje prawidłowo i jest możliwa właściwa interpretacja wyników pomiarów. Drugim zadaniem, spełnianym przy okazji pierwszego, jest sprawdzenie pracy urządzeń obciążających. Po osiągnięciu obciążenia wstępnego następuje stopniowe odciążenie do stanu zerowego obciążenia.

Kolejny etap prób to obciążenie do stanu dopuszczalnego, odciążenie do stanu zerowego i ponowne obciążenie do 10% obciążenia dopuszczalnego. Przy tym obciążeniu następuje sprawdzenie, czy nie pojawiły się odkształcenia trwałe. Sprawdzenie to polega na porównaniu aktualnego stanu konstrukcji z jej stanem na tym samym poziomie obciążenia, w początkowej fazie etapu próby. Porównanie to dotyczy zarówno stanu wizualnego, jak i wartości odkształceń uzyskanych z pomiarów. W tym etapie próby wytrzymałościowej wykonywana jest, jeśli zachodzi taka konieczność, próba funkcjonalna. Przy obciążeniu dopuszczalnym działającym na płatowiec kontroluje się pracę systemów sterowania — sterów, lotek, mechanizmów i ich napędu. Muszą one w tych warunkach pracować bez za-



Rys. 12. Utrata stateczności pokrycia belki ogonowej płatowca z rys. 11 przy obciążeniu usterzenia



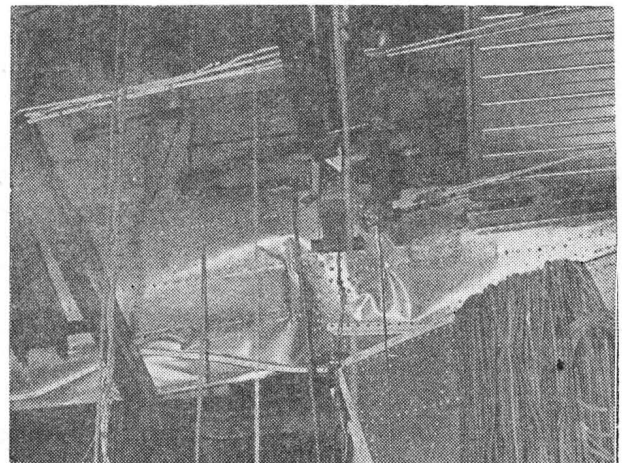
Rys. 13. Przykładowy obraz zniszczenia fragmentu kadłuba z mocowaniem okucia. Fot. W. Garbarczyk

cięć i oparć, powodujących niebezpieczne sytuacje w locie.

W trzecim etapie próby obciążenie wzrasta stopniowo aż do obciążenia niszczącego (należy je utrzymać ok. 30 s). Jeśli konstrukcja nie ulegnie zniszczeniu, następuje stopniowe odciążenie do stanu zerowego. W przypadku, gdy nastąpi zniszczenie, niezbędne jest wykonanie dodatkowych badań materiałowych zniszczonego elementu. Ich celem jest określenie rzeczywistych właściwości wytrzymałościowych w miejscu zniszczenia, konieczne do właściwej interpretacji wyniku próby.

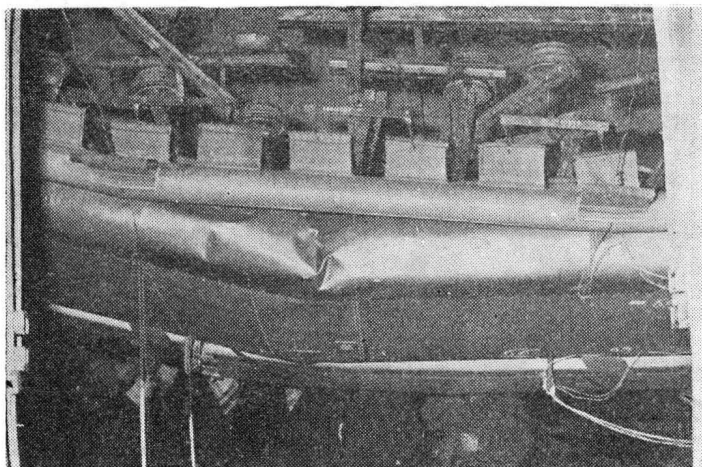
Badania pewnych konstrukcji wymagają nagrzewania obiektu w próbie do temperatur dużo wyższych od temperatury otoczenia. Wynika to ze znacznych zmian właściwości mechanicznych niektórych materiałów w podwyższonych temperaturach, do których może się nagrzać konstrukcja podczas eksploatacji. Nagrzewanie powoduje np. opór powietrza przy dużych prędkościach lotu lub wysoka temperatura otoczenia i nasłonecznienie w krajach o gorącym klimacie. Właściwości wytrzymałościowe laminatów opartych na żywicach epoksydowych gwałtownie spadają w temperaturach rzędu 60÷70°C, a do takich właśnie temperatur może nagrzać się powierzchnia niektórych fragmentów samolotu lub szybowca w czasie użytkowania w strefie tropikalnej. Należy dodać, że nagrzanie od promieni słonecznych jest zależne od gładkości powierzchni i jej barwy, stąd zalecany jest i stosowany w praktyce kolor biały dla konstrukcji laminatowych, poddanych silnemu działaniu słońca. Przy realizacji takich prób pojawiają się dodatkowe problemy techniczne, jak np. związane z koniecznością odtworzenia i utrzymania określonego rozkładu temperatur badanej struktury.

Próby statyczne wykonywane są w laboratorium wytrzymałościowym, specjalnie do tego celu przystosowanym i wyposażonym. Musi ono dysponować fundamentem siłowym z możliwością mocowania obiektów poddawanych



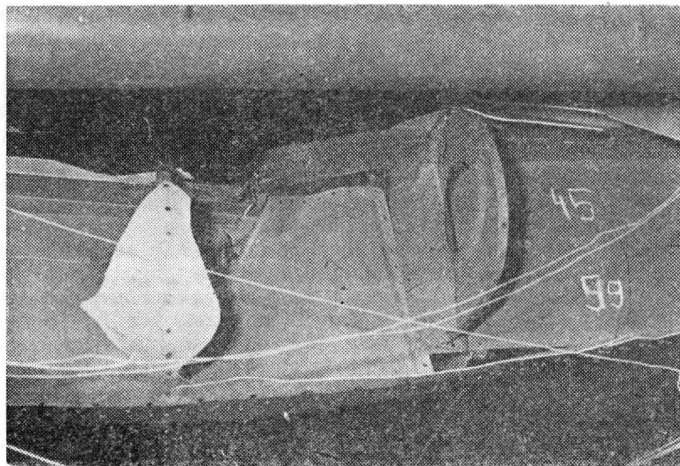
Rys. 14. Zniszczenie belki ogonowej płatowca z rys. 11 w miejscu największego momentu zginającego belkę, przy obciążeniu usterzenia poziomego

badaniom, konstrukcji stoisk i urządzeń służących do realizacji sił. Jeśli fundament nie spełnia odpowiednich wymagań, konieczna jest mocna, stalowa konstrukcja przestrzenna z przestawialnymi elementami, zamykająca w sobie wszystkie realizowane obciążenia. W skład wyposażenia laboratorium wchodzi również typowe elementy stoiskowe, urządzenia do realizacji sił i związane z nimi oprzyrządowanie, takie jak typowe uchwyty, sworznie, linki, przylepce (służące do wprowadzania sił w powierzchni-



Rys. 15. Skrzydło metalowe zniszczone w próbie wytrzymałościowej dla przypadku największego obciążenia skrzydła, przy obciążeniu całego płatowca. Widoczny fragment układu dźwigniowego z wyważeniem za pomocą odważników. Fot. A. Szczepaniak

we fragmenty konstrukcji) oraz oprzyrządowanie pomiarowe. Laboratorium musi mieć własny warsztat mechaniczno-ślusarski. W przypadku prowadzenia prób w podwyższonych temperaturach wyposażenie musi być uzupełnione dodatkowo specjalnymi urządzeniami grzewczymi



Rys. 16. Odslonięte miejsce zniszczenia dźwigara skrzydła z noskiem z tworzywa sztucznego. Fot. A. Szczepaniak

i komorą temperaturową lub innym systemem nagrzewania obiektu badań.

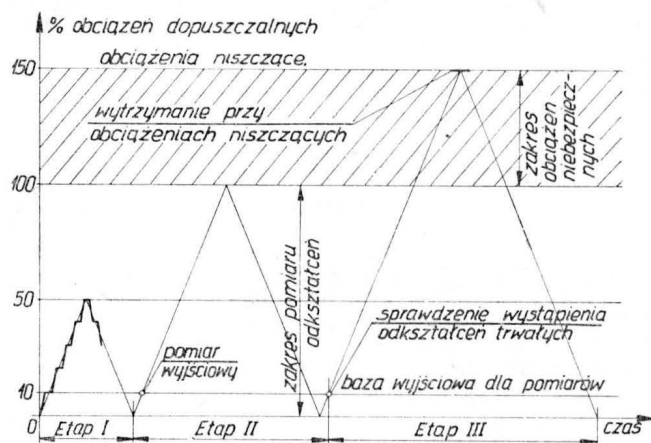
Program prób

Przygotowanie prób i ich przebieg są zgodne z programem, wykonanym w oparciu o przepisy budowy sprzętu

lotniczego, wymagane przez organ nadzoru państwowego odbiorcy (użytkownika). Program konieczny do uzyskania świadectwa typu musi być uzgodniony z tym organem.

Przepisy wymagają wykonania prób sztywnościowych skrzydeł, lotek, stateczników, sterów, kadłuba i mechanizmów sterowania oraz prób wytrzymałościowych wszystkich zespołów istotnych ze względu na bezpieczne użytkowanie samolotu. Próby wytrzymałościowe związane są z konkretnymi przypadkami obciążeń w locie i na ziemi, których uwzględnienia wymagają przepisy. Najważniejsze z nich to obciążenia:

- aerodynamiczne w locie,
- mechanizmów sterowania od obciążeń aerodynamicznych na sterach i lotkach,
- od zespołu napędowego,
- od podłoża przy starcie, lądowaniu i manewrach na ziemi,
- masowe w locie i na ziemi,
- ciśnieniowe kabin hermetycznych.



Rys. 17. Przykładowy przebieg obciążenia w próbie wytrzymałościowej. Oznaczone etapy obciążenia oraz punkty charakterystyczne w próbie

Do realizacji w próbach typowane są przypadki wymiarujące, dające największe obciążenia oraz takie, dla których wyniki obliczeń wytrzymałościowych budzą wątpliwości.

Badania statyczne prototypu składają się z kilkudziesięciu prób. Dla prób sztywnościowych w programie należy podać:

- największe wartości obciążeń, jakie zezwala się przyłożyć, miejsce i sposób ich przyłożenia,
- rozmieszczenie punktów pomiaru odkształceń,
- sposób wyznaczenia sztywności,
- wartość sztywności wymaganą przez przepisy.

Natomiast dla każdej z prób wytrzymałościowych w programie muszą być podane:

- wartości obciążeń dopuszczalnych i ich rozłożenie na konstrukcji,
- współczynnik obciążeń niszczących,
- wymagania dotyczące sposobu realizacji próby,
- rozmieszczenie punktów pomiarowych,
- metoda uwzględnienia rozrzu tu właściwości wytrzymałościowych materiału konstrukcji,
- kryteria oceny wyniku próby.

Obciążenia zewnętrzne ciągle są zastąpione w programie siłami skupionymi, gdyż praktycznie w takiej tylko postaci mogą być zrealizowane w próbie. Oczywiście im większa jest ich liczba, tym dokładniejsze odwzorowanie obciążeń rzeczywistych, ale jednocześnie bardziej skomplikowana realizacja próby.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Samolot szkolny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej z chowanym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 43015 (modyfikowany), wznios 6°, skrócenie geometryczne 3°52', kąt zaklinowania 3°, w wersji z silnikiem JPX-VW-2005 skos krawędzi natarcia do przodu 7,5°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa z pomocniczym dźwigarkiem tylnym, drewniana. Dźwigar główny z drewna brzoźowego (środek) i okumé (pasy). Zebra kratownicowe, klejone z listew. Pokrycie noska skrzydła — sklejka z drewna okumé o grubości 1,6 mm. Całe skrzydło (nosek i spływ) pokryte tkaniną dakronową, naprężoną przez pomalowanie odpowiednimi substancjami chemicznymi. Noski skrzydeł w częściach przykadłubowych mieszczą zbiorniki paliwowe. Kłapy i lotki o zbliżonej konstrukcji, analogicznej do rozwiązań stosowanych w poprzednich konstrukcjach Robin: szkielec metalowy duralowy, pokrycie dakronowe. Wychylenie kłap maks. 60°. Lotki wyważone masowo. Konstrukcja płata lokalnie wzmocniona w miejscu mocowania goleni podwozia głównego — na żebry ograniczającym zbiorniki. Pod lewym skrzydłem rurka Pitota.

Kadłub. Konstrukcja skorupowa z kompozytu epoksydowo-szklanego, formowana z dwóch połówek; podział w płaszczyźnie symetrii. W przedniej części kadłuba mieści się zespół napędowy, mocowanie podwozia przedniego i kabina pilotów. Ku tyłowi kadłub płynnie przechodzi w belkę o przekroju kołowym — strefa przejścia tworzy owiewkę skrzydło—kadłub. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, klimatyzowana. Oszklenie kabiny dwuczściowe. Osłona kabiny podnoszona w górę ku przodowi. Tylna część oszkleńcia zdejmowana do demontażu skrzydeł. Skorupa kadłuba podparta pięcioma wręgami.

Usterzenie. Usterzenie w układzie V (Rudlickiego), obrysy usterzenia trapezowe, kąt rozwarcia płaszczyzn usterzenia 110°. Konstrukcja stateczników drewniana dwudźwigarowa, pokrycie nosków sklejkowe, dalej — dakronowe. Stery o konstrukcji analogicznej do kłap i lotek — szkielec duralowy, pokrycie dakronowe. Stery wyważone masowo. Pod usterzeniem na belce kadłubowej umieszczona jest płetwa-



płozą, stanowiąca także okucie do kotwienia samolotu.

Sterowanie. Sterownice w kabine (dźwigi i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami — linkowe, sterami — popychaczowo-linkowe, w układzie sterowania sterami znajduje się mieszacz, usytuowany w kadłubie za tylnym dźwigarkiem skrzydła. Wychylenie kłap elektryczne.

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego sprężyste, z rowingu szklanego przesycanego żywicą epoksydową. Na kołach głównych hamulce tarczowe typu samochodowego o działaniu różnicowym, sterowane od sterownic nożnych. Hamulec postojowy. Podwozie przednie teleskopowe, koło na widelcu, sterowane od sterownic nożnych. Amortyzator olejowo-powietrzny. Przewidziane są owiewki wszystkich kół podwozia (z laminatu).

Zespół napędowy. W prototypie silnik trzycylindrowy, dwusuwowy chłodzony powietrzem JPX PAL 1300 o mocy 34,6 kW. W samolotach seryjnych przewidziany jest czterocylindrowy, płaski, chłodzony powietrzem silnik czterosuwowy JPX-Volkswagen-2005 o mocy 44,7 kW. Śmigło Hoffmann HO 11A-150B75.

Instalacje. Paliwowa — dwa zbiorniki w przykadłubowych partiach nosków skrzydeł, łączna pojemność 50 l. Hamulcowa — hydrauliczna typu samochodowego. Ogrzewcza — wymiennik ciepła na kolektorze spalin, mieszacz na wejściu do kabiny.

Wyposażenie. Niezbędny zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli silnika, radiostacja VHF 720-kanałowa.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Znana francu-

ska firma Avions Pierre Robin w Dijon w 1981 r. przystąpiła do projektowania nowego samolotu szkolnego spełniającego dwa podstawowe założenia: niska cena i niskie koszty eksploatacji. Tak powstał samolot zupełnie odbiegający wyglądem i koncepcją od dotychczasowych konstrukcji Avions Pierre Robin. Wybrano technologię najekonomiczniejszą w warunkach wytwórni — stąd konstrukcja mieszana. Silnik także jest nową konstrukcją zakładów JPX w Vibraye. W powstaniu samolotu dopomogło także opracowanie w 1982 r. raportu o stanie lotnictwa cywilnego we Francji — skłonił on dyrektora Lotnictwa Cywilnego do współpracy w opracowaniu samolotu określonego wstępnie ATL (Avion Très Legér — samolot bardzo lekki). Zapotrzebowanie na tego rodzaju samoloty we Francji oceniono na ok. 400 szt. Prototyp oblatano 17 czerwca 1983 r.; jesienią tego samego roku wystartował drugi prototyp w wersji z silnikiem JPX-VW-2005 i skosem skrzydeł do przodu. Przewiduje się zmiany w usterzeniu, polegające na zwiększeniu powierzchni sterów kosztem stateczników (z obecnych 25-40% powierzchni usterzenia). Opinie pilotów, którzy zapoznali się z samolotem są zdecydowanie pozytywne. W 1984 r. samolot certyfikowano wg przepisów FAR-23. Przewidywana produkcja: 25 szt. w 1984 r., 75 szt. w 1985 r., 100 szt. od 1986 r. Cena samolotu w 1984 r. 200 000 FF (z radiostacją VHF). Przewidywana jest też sprzedaż samolotów w zestawach do montażu. Jako dalszy etap rozwoju konstrukcji przewiduje się opracowanie w oparciu o ATL motoszybowca o rozpiętości 15 m.

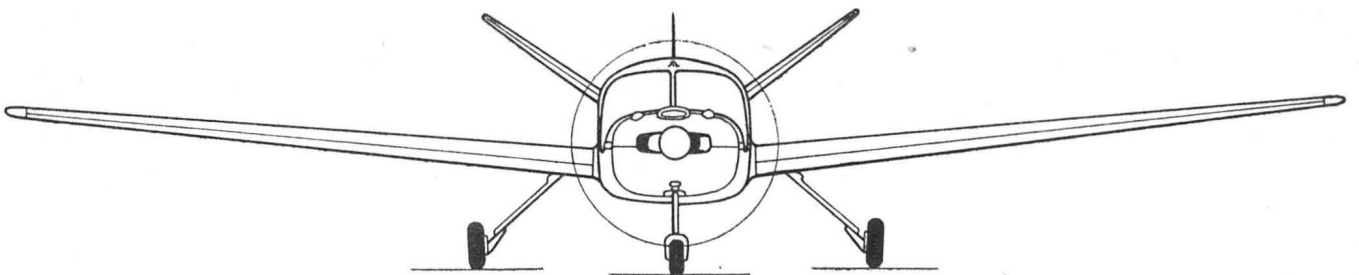
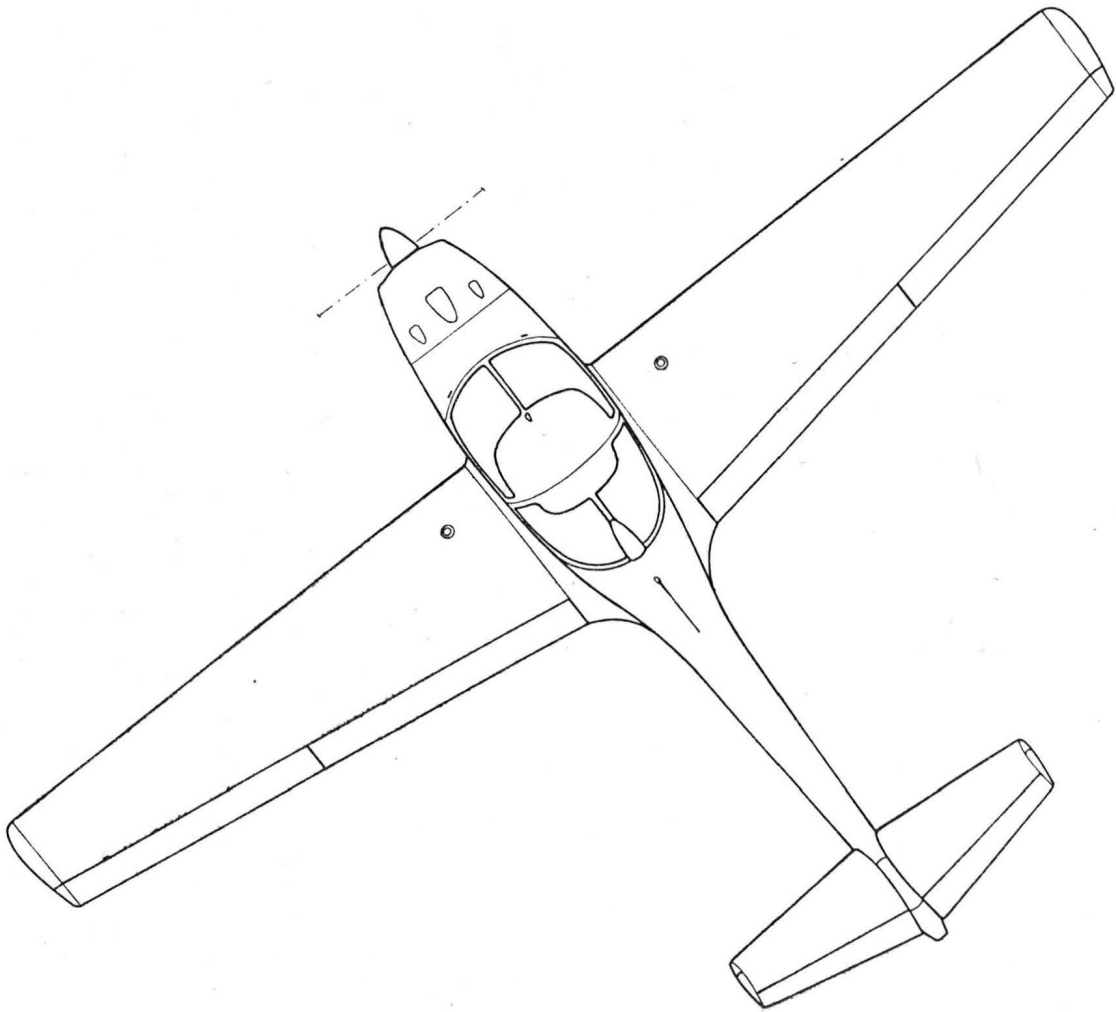
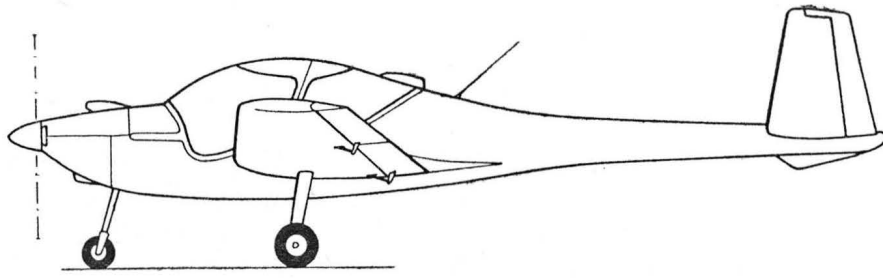
DANE TECHNICZNE

(dla wersji z silnikiem JPX PAL 1300; w nawiasach dla wersji z silnikiem JPX-VW-2005)

Rozpiętość	10,24	(10,00) m
Długość	6,80	(6,70) m
Wysokość	1,90	(2,00) m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,50	(1,50) m
Cięciwa skrzydła na końcu	0,80	(0,80) m
Baza podwozia	1,63	(—) m
Rozstaw podwozia	2,92	(2,92) m
Średnica śmigła	1,50	(1,50) m
Szerokość wnętrza kabiny	1,10	(1,10) m
Powierzchnia skrzydła	12,0	(12,0) m ²
Wydłużenie skrzydła	8,73	(8,33)
Masa własna	230	(340) kg
Masa startowa maks.	420	(540) kg
Masa załogi	154	(154) kg
Masa bagażu	10	(10) kg
Masa paliwa	36	(36) kg
Obciążenie powierzchni maks.	35	(45) kg/m ²

Obciążenie mocy maks.	12,1	(12,1) kg/kW
Prędkość dopuszczalna	234	(234) km/h
Prędkość maks.	180	(208) km/h
Prędkość przelotowa przy 75% mocy	160	(186) km/h
Prędkość przelotowa przy 55% mocy	136	(—) km/h
Prędkość lądowania	85	(85) km/h
Prędkość przeciągnięcia z kłapami	66	(—) km/h
Wznoszenie	2,9	(2,5) m/s
Pułap	4117	(—) m
Zasięg	ok. 800	(ok. 700) km
Rozbieg z trawy	220	(—) m
z betonu	115	(—) m
Start na 15 m z trawy	325	(—) m
z betonu	220	(—) m
Lądowanie z 15 m	240	(—) m
Dobieg	90	(—) m
Zużycie paliwa obliczeniowe	8,5	(12) l/h

H.M.



Samolot zwiadowczy dalekiego zasięgu

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jedno-silnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy średniopłat.

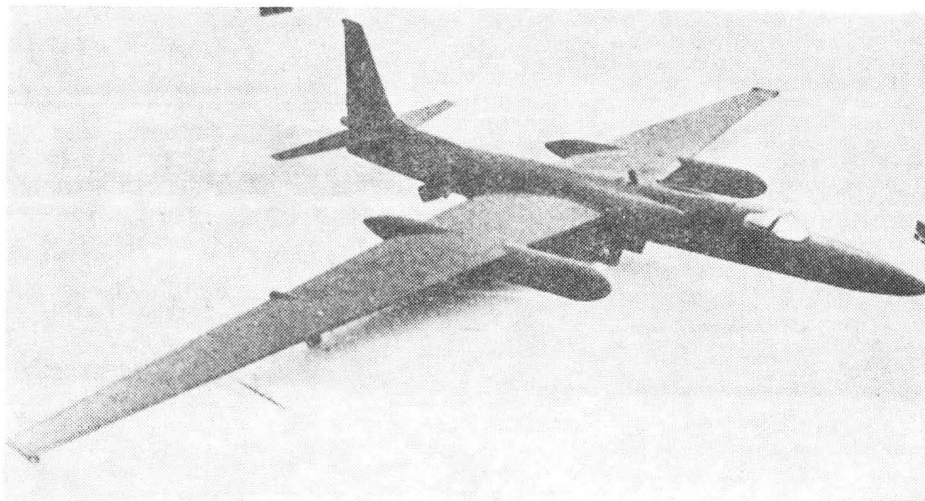
Plat. Obrys trapezowy, bez skosu, lekki wznios ujemny. Konstrukcja półskorupowa, dwudźwigarowa całkowicie metalowa. Wnętrze wykorzystane na strukturalne zbiorniki paliwowe. W ok. 40% rozpiętości na skrzydłach umocowane są wysunięte przed krawędź natarcia gondole zasobników wyposażenia (są one różnej wielkości w różnych wersjach samolotu). 70% krawędzi spływu skrzydła zajmują czterosegmentowe kłapy o konstrukcji metalowej. Lotki również konstrukcji metalowej. Na podziale lotki-kłapy na krawędzi spływu umiejscowione są węzły mocowania pomocniczych podwozi podskrzydłowych. Na górnej powierzchni skrzydła umieszczone są spoilery. Końcówki skrzydeł zagięte ku dołowi, wzmocnione.

Kadłub. Przekrój owalny, klasyczna konstrukcja półskorupowa, metalowa. W przedniej części kadłuba znajduje się wyposażenie awioniczne, daleki ciśnieniowa kabina pilota z osłoną podnoszoną w górę ku tyłowi, wyposażona w fotel wyrzucany. Za kabiną usytuowany jest zbiornik paliwowy oraz boczne wloty powietrza do silnika, mają one przekrój półkolisty przechodzący w kołowy, kanały wlotowe w kadłubie łączą się w jeden. W rejonie wprowadzenia noska skrzydła w kadłub znajduje się wnęka podwozia głównego. Wszystkie wolne przestrzenie wewnątrz struktury wykorzystane zostały na zbiorniki paliwowe. W wersji TR-1B zamiast zbiornika umieszczonego za kabiną znajduje się druga kabina (instruktora). W tylnej części kadłuba usytuowany jest zespół napędowy oraz wnęka podwozia tylnego. Za usterzeniem znajduje się zasobnik spadochronu hamującego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, oba usterzenia o obrysie trapezowym, usterzenie pionowe lekko skośne. Klasyczna konstrukcja metalowa, stateczniki wielodźwigarowe, na sterze wysokości kłapki wyważające. Stery wyważone masowo.

Sterowanie. Układy mechaniczne ze wzmacniaczami hydraulicznymi dla powierzchni sterowych, kłapy wychylane hydraulicznie.

Podwozie. Podwozie typu torowego, z pomocniczymi podporami podskrzydłowymi. Podwozie główne jednogoleniowe, chowane hydraulicznie ku przodowi, wnęka zamykana dwudzielną pokrywą, koła bliźniacze z hamulcami hydraulicznymi tarczowymi. Podwozie tylne jednogoleniowe chowane hydraulicznie w tylną część kadłuba, koła bliźniacze o małej średnicy. Amortyzacja obu podwozi olejowo-powietrzna. Pomocnicze podpory skrzydłowe są w formie elastycznych goleni z zamocowanymi do nich kołami bliźniaczymi analogicznymi do znajdujących się w podwoziu tylnym. Pomocnicze podpory skrzydłowe są odrzuca-



ne po starcie. Podczas lądowania samolot TR-1 analogicznie do szybowców podpira się końcówką skrzydła o ziemię, w ostatniej fazie dobiegu. Działanie hamulców kół głównych może być uzupełnione wypuszczeniem spadochronu hamującego.

Zespół napędowy. Silnik odrzutowy jednonprzepływowy Pratt-Whitney J75-P-13B o ciągu 7560 daN. Obudowa wylotu dyszy zaprojektowana w sposób pozwalający na zminimalizowanie emitowanego promieniowania podczerwonego.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe i kadłubowe o łącznej pojemności 4448 l, możliwość podwieszenia dwu zbiorników dodatkowych o pojemności 397,5 l każdy. Hydrauliczna — do sterowania podwoziem i kłapami. Elektryczna — generatory napędzane od silnika, akumulatory niklowo-kadmowe. Tlenowa — butle i maska pilota, zapas tlenu umożliwiający długotrwałe loty na dużej wysokości.

Wyposażenie. Radiostacja UHF, ILS, TACAN, ADF, autopilot, astrokompas (do lotów nocnych), różnego typu fotokamery do zdjęć pod różnymi kątami, radar do obserwacji bocznej SLAR, możliwość montowania aparatury do rozpoznania radiowego. Część wyposażenia umieszczona jest w gondolach na skrzydłach w celu ułatwienia dostępu i obsługi. Samolot nie jest uzbrojony.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Projektowanie samolotu rozpoczęto wiosną 1984 r. na zamówienie lotnictwa USAF (USAF) i Centralnej Agencji Wywiadowczej (CIA). Miał on służyć do rozpoznania strategicznego i specjalnych misji „poszukiwawczych”. Pod koniec 1954 r. projekt został zatwierdzony i w ścisłej tajemnicy niewielki zespół specjalistów rozpoczął budowę dwu prototypów. Samolot otrzymał oznaczenie U-2 (U = utility). Pierwszy lot samolotu odbył się 1 sierpnia 1955 r. na pustyni Nevada. Koncepcja samolotu przypomina nieco szybowiec — jest to wykorzystane praktycznie: dzięki dużemu wydłużeniu i dość wysokiej doskonałości aerodynamicznej możli-

wy jest lot szybowcowy bądź lot na silniku zdławionym do minimum, przez co uzyskuje się znaczne zwiększenie zasięgu (w zestawieniu osiągnięć podane są osiągnięcia w locie silnikowym). Pierwsze zamówienie, opiewające na 48 samolotów U-2 w wersji jednomiejscowej i 5 w wersji dwumiejscowej złożone zostało w 1956 r. Ponieważ zmieniono wymagania dotyczące wyposażenia i wzrosła znacznie jego masa, 30 z ww. samolotów zaopatrzone w silniki o wyższym ciągu i powiększono zbiorniki paliwowe. Ujawniono dotychczas istnienie następujących wersji samolotu:

— U-2A — pierwsza seria (48 + 5 szt.), 30 samolotów wyposażono w silniki J75-P-13, w produkcji od 1956 r.,

— U-2C — wersja ze zmienionym wyposażeniem do prowadzenia rozpoznania radioelektronicznego, pierwsze samoloty przekazano na początku lat sześćdziesiątych, — U-2CT — treningowy wariant U-2C, dwumiejscowy,

— U-2D — wersja dwumiejscowa, badawcza, do lotów na dużych wysokościach, opracowany w 1958 r.,

— U-2R — 12 egz. U-2C przebudowanych w 1968 r., zmodyfikowane kształty przedniej i tylnej części kadłuba (przedłużenie); wersja do obserwacji meteorologicznych; inne oznaczenie WU-2C; rozpiętość powiększona do 31,4 m,

— TR-1 — opracowana w 1979 r. wersja z nowym wyposażeniem awionicznym (m.in. SLAR), jest to zmodernizowany U-2R,

— TR-1A — udoskonalony wariant TR-1, oblatany 1 sierpnia 1981 r., zamówiono początkowo 23 szt.,

— ER-2 — zmodyfikowany TR-1A używany przez podległe NASA Ames Research Center w 1981 r.,

— TR-1B — dwumiejscowy, treningowy wariant TR-1A, przeznaczony dla USAF (są to przebudowane samoloty wcześniejszych wersji — ze zmienioną nową awioniką), zamówiono 2 szt.

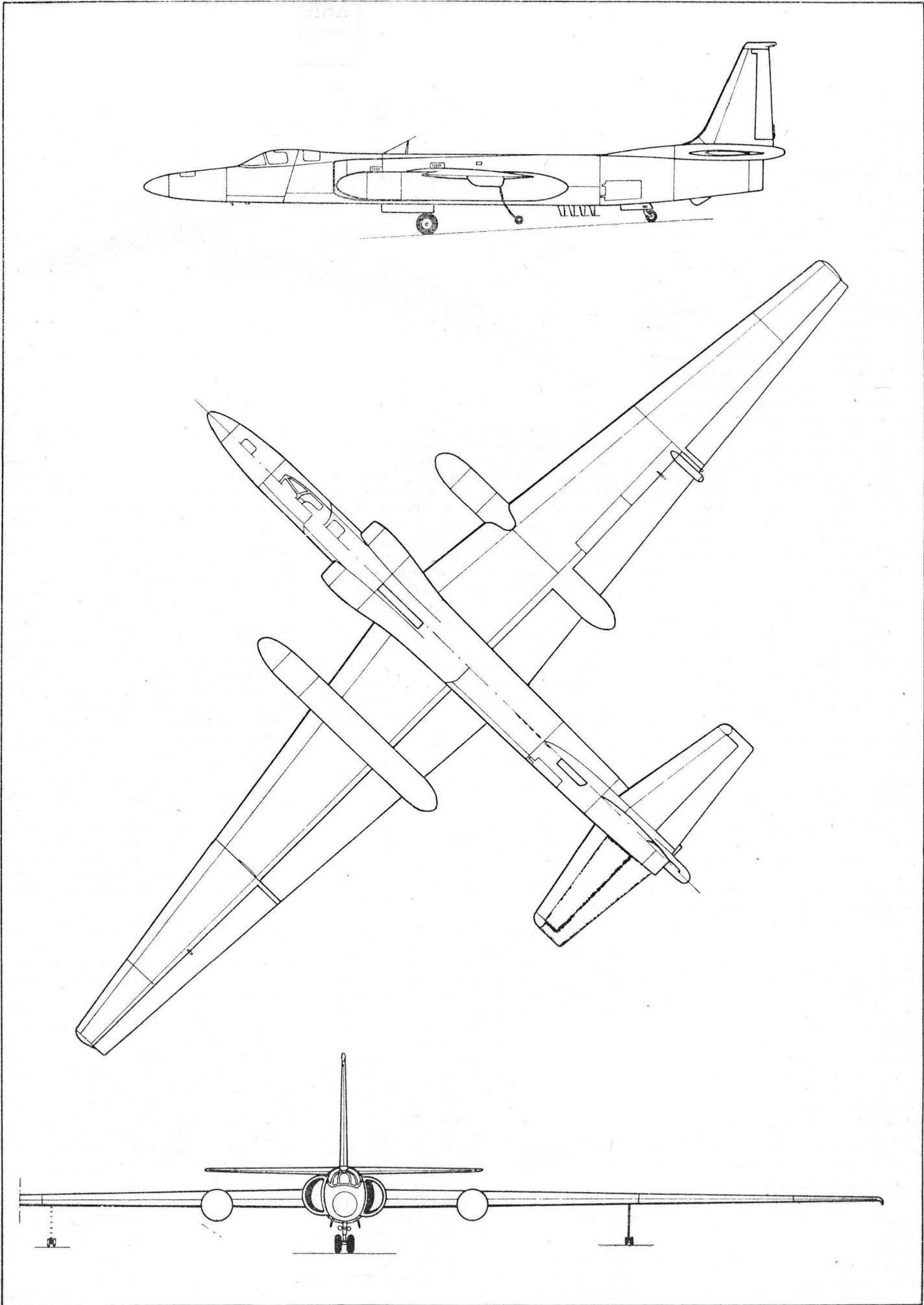
Jeden z pierwszych samolotów U-2 został w 1960 r. zestrzelony nad terytorium ZSRR (w rejonie Świerdłowska).

DANE TECHNICZNE (TR-1)

Rozpiętość	31,39 m
Długość	19,20 m
Wysokość	4,88 m
Powierzchnia nośna	92,9 m ²
Wydłużenie skrzydła	10,2
Masa startowa maks.	18 143 kg

Obciążenie powierzchni	195,3 kg/m ²
Obciążenie ciągu	2,4 kg/daN
Prędkość maks.	692 km/h
Prędkość przelotowa	ok. 400 km/h
Pułap operacyjny	27 340 m
Zasięg maks.	4830 km
Długotrwałość lotu maks.	12 h

H.M.



ANGIELSKIE CZASOWNIKI
I ZWROTY LOTNICZE (VI)

ENGLISH AVIATION VERBS
AND PHRASES (VI)

- | | | | |
|---|---|--|--|
| 1 — wydmuchiwać; unosić (przez strumień gazu) | 59 — p. d. p. na schowanie | 1 — flow away | 59 — s. g. up |
| 2 — dopływać opadowo (o palliwie) | 60 — połamać podwozie, znieść p. | 2 — f. by gravity | 60 — shear the g. |
| 3 — zaburzać przepływ, turbulizować | 61 — szybować, wykonywać lot ślizgowy; ślizgać się | 3 — spoil the f. | 61 — glide |
| 4 — płucać strumieniem cieczy | 62 — poruszać się; działać, funkcjonować | 4 — flush | 62 — go |
| 5 — topić | 63 — odchodzić na drugi krąg | 5 — flux | 62 — go |
| 6 — wykonywać loty (na); użytkować w locie; pilotować | 64 — (pot.) zniżać się; lądować; podchodzić do lądowania | 6 — fly | 63 — go around |
| 7 — lecieć po kręgu (nad lotniskiem) | 65 — zniżać się | 7 — f. around | 64 — go down |
| 8 — latać na samolocie śmigłowym | 66 — lecieć z wiatrem | 8 — f. behind the prop | 65 — go downhill |
| 9 — (pot.) latać na czucie (bez przyrządów i pomocy nawigacyjnych) | 67 — zapalać się (o lampce); wybuchać; włączać się; działać | 9 — f. by the seat of one's pants | 66 — go downwind |
| 10 — nurkować; zmniejszać kąt pochylenia, opuszczać nos samolotu | 68 — gasnąć (o lampce); wychodzić z niebezpiecznego położenia (o samolocie); wyłączać się; przerwać pracę | 10 — f. down | 67 — go on |
| 11 — pilotować samolot z dwusterelem | 69 — schodzić w dół, zniżać się | 11 — f. dual | 68 — go out |
| 12 — p. ręcznie | 70 — wznosić się, nabierać wysokości | 12 — f. manually | 69 — go under |
| 13 — oblatywać (nowy sprzęt) | 71 — lecieć lotem odwróconym | 13 — f. out | 70 — go uphill |
| 14 — wychodzić (z danego położenia w locie) | 72 — (pot.) startować; wznosić się | 14 — f. out. of... | 71 — go upside down |
| 15 — przelatywać (nad) | 73 — odejść na drugi krąg | 15 — f. over | 72 — go upstairs |
| 16 — lecieć po prostej | 74 — regulować; określać | 16 — f. straight ahead | 73 — go-(a)round |
| 17 — przelatywać (na wylot), przebijając | 75 — (pot.) płynnie wylądować; „przytrzeć” | 17 — f. through | 74 — govern |
| 18 — zadzierać, zwiększać kąt pochylenia, podnosić nos samolotu | 76 — (pot.) być w normie; mieć normalne wskazania (o przyrządach) | 18 — f. up | 75 — grease it in |
| 19 — wykonywać lot odwrócony, lecieć na plecach | 77 — chwycić (np. uchwyt) | 19 — f. upside down | 76 — be in the green |
| 20 — być łatwym w pilotażu | 78 — (pot.) usuwać usterki | 20 — be straight forward to f. | 77 — grip |
| 21 — zezwalać na loty | 79 — (pot.) mieć pełny ciężar startowy wynoszący... | 21 — clear for flying | 78 — work the gripes |
| 22 — przerywać lot; p. loty | 80 — zawieszanie loty; z. w lotach; nie zezwalać na start; uziemiać | 22 — stop flying; quit f. | 79 — gross |
| 23 — stać się mglistą (o pogodzie) | 81 — odrywać się od ziemi | 23 — fog up | 80 — ground |
| 24 — rozpraszać mgłę | 82 — zderzyć się ze wzniesieniem (wzgórzem) | 24 — disperse f. | 81 — break g. |
| 25 — składać (się) | 83 — nie wyprowadzić z lotu nurkowego | 25 — fold | 82 — collide with high g.; crash into h. g.; c. on h. g. |
| 26 — zmuszać do lądowania; ulec awarii | 84 — startować, odrywać się od ziemi | 26 — force down | 83 — dive into the g. |
| 27 — prognozować (pogodę) | 85 — okazać się na ziemi, lądować | 27 — forecast | 84 — fly off the g. |
| 28 — formować się (w szyk) | 86 — (pot.) lecieć bardzo nisko | 28 — form up | 85 — get on the g. |
| 29 — lecieć w szyku | 87 — mieć mały prześwit nad ziemią | 29 — formate, fly in formation | 86 — hug the g. |
| 30 — dołączać do szyku | 88 — lecieć lotem koszącym | 30 — formate on; join up the formation | 87 — leave the g.; rise off the g. |
| 31 — zrzucić ładunki swobodnie (bez spadochronu) | 89 — sprawdzać na ziemi | 31 — freedrop | 88 — sit low on the g. |
| 32 — spadać swobodnie; wypuszczać się pod własnym ciężarem (o podwoziu) | 90 — sterować z ziemi | 32 — free-fall | 89 — skim the g. |
| 33 — obmarzać, oszraniać się (o szybach kabiny) | 91 — wykonać niesterowany nagły zakręt na ziemi, zarzucić | 33 — frost over | 90 — g.-check |
| 34 — mieć mały zapas paliwa | 92 — w. zakręt z dużym przeciążeniem | 34 — be low on fuel | 91 — g.-control |
| 35 — wypalać paliwo (oczekując lądowania) | 93 — naprowadzać; sterować | 35 — burn off f.; b. out f. | 92 — groundloop |
| 36 — zlewać paliwo | 94 — szybko lecieć po prostej; (pot.) dawać pełny gaz | 36 — decant f.; dump f. | 93 — G-turn |
| 37 — awaryjnie z. p. | 95 — (pot.) zmniejszać gaz; przechodzić do lotu ślizgowego | 37 — jettison f. | 94 — guide |
| 38 — przełączyć się na awaryjne zasilanie paliwem | 96 — (pot.) dawać pełny gaz | 38 — select emergency f. | 95 — gun |
| 39 — zasilać paliwem | 97 — (pot.) lecieć z prędkością maksymalną | 39 — supply f. | 96 — cut the g. |
| 40 — z. p. opadowo | 98 — (pot.) lecieć z prędkością maksymalną | 40 — s. f. by gravity | 97 — give it the g. |
| 41 — utrzymywać (założone) przeciążenie | 99 — wpaść w podmuch, napotkać p. | 41 — maintain g; m. G | 98 — go at full g. |
| 42 — wywoływać p. | 100 — lecieć z puszczoneymi sterami | 42 — pull g | 99 — hit by the gust |
| 43 — w. ujemne p. | 101 — pilotować ręcznie | 43 — pull negative g | 100 — fly hands (and feet) off |
| 44 — osiągać; otrzymywać; nabierać (wysokości); zwiększać (prędkość) | 102 — zajmować się (czymś); sterować, pilotować; regulować; przetwarzać (dane) | 44 — gain | 101 — hand-fly |
| 45 — (pot.) tankować (się) benzyną | 103 — wisieć; zawieszać | 45 — gas up | 102 — handle |
| 46 — nie mieć paliwa; mieć niedostatek p. | 104 — „zawisać”, nie wzrastać (o obrotach silnika) | 46 — be out of g. | 103 — hang |
| 47 — dodawać gazu, zwiększać obroty | 105 — wychodzić z luku (wyjścia) | 47 — stop on the g. | 104 — h. up, h.-up |
| 48 — (pot.) lecieć wg przyrządów | 106 — zrzucić pokrywę wyjścia awaryjnego | 48 — fly on the gauges | 105 — clear the hatch |
| 49 — sprawdzać podwozie w położeniu wypuszczonym | 107 — podnosić, zadzierać (nos samolotu) | 49 — check the gear down | 106 — discard the escape h.; kick out the e. h. |
| 50 — kilkakrotnie chować i wypuszczać podwozie | 108 — zakręcać na kurs przeciwny; powracać | 50 — cycle the g. | 107 — haul up |
| 51 — wypuszczać p. | 109 — zakręcać pod wiatr | 51 — deploy the landing g. | 108 — head back |
| 52 — (pot.) w. p. | | 52 — drop the g. | 109 — h. into wind |
| 53 — oderwać koło przednie przy rozbiegu | | 53 — ease the nose g. off | |
| 54 — wypuszczać podwozie | | 54 — get g. down | |
| 55 — lądować z podwoziem schowanym | | 55 — land g. up | |
| 56 — wypuszczać podwozie | | 56 — lower the g. | |
| 57 — chować p. | | 57 — raise the g. | |
| 58 — przestawić dźwignię podwozia na wypuszczanie | | 58 — select g. down | |

K.D.

Swearingen SX300 • USA •

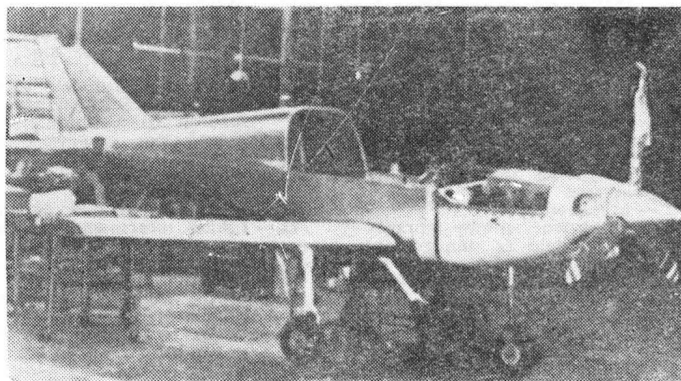
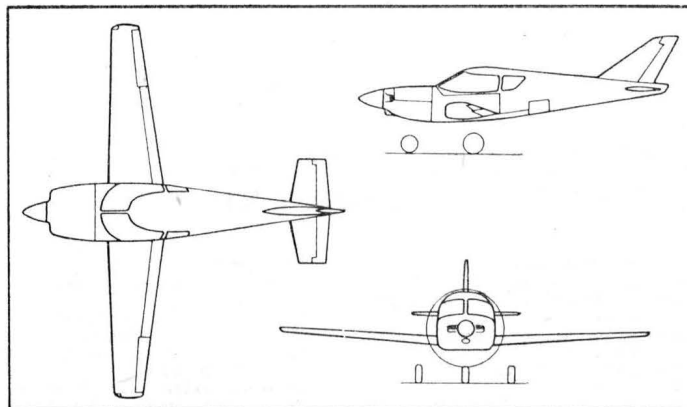
Dwumiejscowy samolot amatorski

W zakładzie firmy Swearingen w San Antonio (Teksas) zbudowano prototyp dwumiejscowego samolotu amatorskiego SX300, który będzie najszybszym samolotem tej kategorii. Samolot ma płat o dużym wydłużeniu i o laminarnym profilu wyznaczonym komputerowo z profili NASA. Jest on skrzywiony o 3° w celu poprawienia charakterystyk przeciągnięcia i zaopatrzone w klapy o dużej rozpiętości. Integralne zbiorniki paliwa są łatwe do uszczelnienia, co jest ważne ze względu na to, że blachy pokrycia płata (o grubości 1 mm) nakładane są w czasie montażu samolotu. Płat jest obliczony na współczynnik obciążenia 6. Jego obciążenie powierzchni nośnej wynoszące 151,4 kg/m² jest dwukrotnie większe od obciążenia innych dwumiejscowych samolotów amatorskich. Kadłub jest skonstruowany z tłoczonych wręg i czterech podłużnic z pokryciem o grubości 1 mm nitowanym „na gładko”. Kabina o szerokości 1,04 m ma dwa miejsca obok siebie, za którymi znajduje się pomieszczenie na 18 kg bagażu. Podwozie jest chowane. Do napędu zastosowano 6-cylindrowy silnik Lycoming IO-540 o mocy 220 kW (300 KM) z trójłopatowym śmigłem o średnicy 1,88 m i stałej prędkości obrotowej. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 227 l.

Samolot ma być dostarczany w 5 „kitach”, tj. usterzenie, kadłub, płat, zespół napędowy i podwozie. Czas montażu jest oceniany na 1000 h.

Dane techniczne

Rozpiętość	7,43 m
Długość	6,44 m
Wysokość	2,30 m
Powierzchnia nośna	6,57 m ²
Wydłużenie	8,40
Masa samolotu pustego	635 kg
Masa do startu maks.	998 kg
Prędkość nurkowania	563 km/h
Prędkość maks.	507 km/h



Prędkość przelotowa na 75% mocy i wysokości 2440 m	442 km/h
Prędkość przeciągnięcia	114 km/h
Wznoszenie n.p.m. przy masie maks.	12,4 m/s
Zasięg w locie na wys. 5430 m bez rezerwy paliwa	1830 km

W.K.

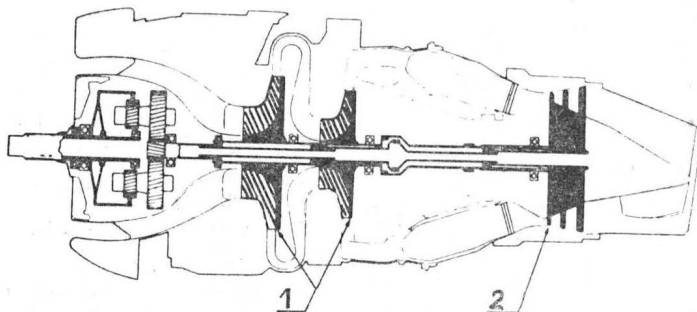
Nowa wersja silnika Dart

Firma Rolls-Royce zapowiedziała w 1984 r. certyfikację nowej wersji silnika Dart, oznaczonej Mk.551. Dostawa pierwszej partii nowych silników, przeznaczonych do samolotów Fokker F.27, przewidziana jest jesienią 1984 r.

Silniki Dart weszły do eksploatacji trzydzieści lat temu. Zainaugurowały ją loty samolotu Vickers Viscount na trasie Londyn—Paryż w kwietniu 1953 r. Od tego czasu układ przepływowy oraz konstrukcja silnika nie uległy większym zmianom. Jest to jednowalowy turbinowy silnik śmigłowy z dwustopniową sprężarką odśrodkową, dzbanowymi komorami spalania oraz turbiną dwustopniową w starszych wersjach i trzystopniową w nowszych. Prace nad jego konstrukcją rozpoczęto w 1945 r., zaczynając jego rozwój od równoważnej mocy startowej 746 kW (1015 KM). Od wejścia do eksploatacji moc startowa tych silników wzrosła z 1130 kW (1535 KM) (wersja silnika oznaczona RDa.3) do 2260 kW (3065 KM) (stosowana w samolotach Convair 600 wersji RDa.10). Jednocześnie jednostkowe przelotowe zużycie paliwa (w stosunku do mocy równoważnej) zmniejszono z 0,577 kg/kWh (0,425 kg/KMh) dla RDa.3 do 0,338 kg/kWh (0,249 kg/KMh) dla RDa.10.

Główne zmiany w nowej wersji (Mk.551) silnika Dart w porównaniu z obecnie stosowaną na samolotach F.27 i BAe 748 wersją RDa.7 polegają na zastosowaniu nowych wirników obu stopni sprężarki (1 na rys.) oraz zastosowaniu nowej kierownicy pierwszego stopnia turbiny (2 na rys.). W wyniku wprowadzonych zmian wzrosła sprężność silnika, zużycie paliwa zmniejszy się o 10% w porównaniu z silnikiem RDa.7, dla którego jednostkowe przelotowe

zużycie paliwa wynosi 0,351 kg/kWh (0,259 kg/KMh), a moc startowa wzrosła z 1700 kW (2310 KM) dla RDa.7 do 1740 kW (2360 KM). Jednocześnie zapowiedziano zmniejszenie



o ok. 95% zużycia mieszanki wody z alkoholem, wtryskiwanej do silnika w czasie startu w celu podwyższenia mocy w warunkach wysokiej temperatury powietrza. Stało się to możliwe dzięki uzyskaniu większej niż dotychczas mocy maksymalnej silnika w warunkach bez wtryskiwania wody z alkoholem.

Firma Rolls-Royce poinformowała, że popyt na silniki Dart jest ciągle duży. Przez 30 lat sprzedano 7100 silników. Ocenia się, że nowe silniki Dart Mk.551 zostaną zastosowane w 1000 samolotach.

JMR

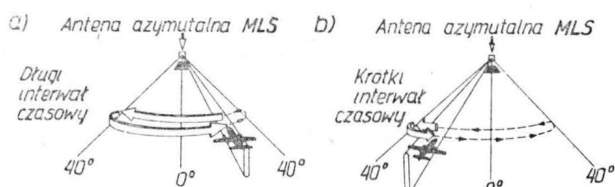
MLS – następca ILS

ILS – Instrument Landing System (system lądowania wg przyrządów), aktualnie powszechnie stosowany w lotnictwie komunikacyjnym, wykazuje wiele niedogodności. Najistotniejsze jest to, że utworzona radiosygnalowa ścieżka schodzenia jest z góry i raz na zawsze ustalona, bez uwzględnienia różnych wymagań stawianych przez różne statki latające. Nachylenie ścieżki $2,5 \div 3,0^\circ$, odpowiadające charakterystykom lotnym dużych samolotów komunikacyjnych z napędem odrzutowym, jest zupełnie nieekonomiczne i nieefektywne dla innych statków latających, np. typu STOL i śmigłowców. Do innych wad ILS należy zaliczyć małą szerokość wiązek radiowych, co ogranicza swobodę budowy manewru podejścia do lądowania.

MLS – Microwave Landing System (mikrofalowy system lądowania) istotnie zmniejsza te mankamenty, a ponadto zapewnia podwyższenie dokładności przy jednoczesnym obniżeniu wymogów dotyczących instalacji systemu na lotnisku.

Zasada pracy MLS

W MLS zastosowano dwie przemiatające wiązki: boczną i pionową, zapewniające różnorodność ścieżek podejścia dla różnych typów statków latających, od dużych odrzutowych samolotów komunikacyjnych do śmigłowców.



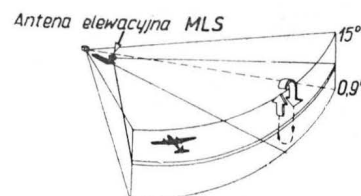
Rys. 1

Wiązka azymutalna (rys. 1) przemiata przestrzeń podejścia szybkim i ciągłym ruchem naprzemiannokierunkowym na prawo i lewo w stosunku do osi pasa. Normalnie stosuje się zakres przemiatań do 40° na każdą stronę od osi pasa, aczkolwiek zakres ten może być zmieniany stosownie do wymagań lokalnych. W celu określenia położenia samolotu w strefie przemiatań, odbiornik pokładowy dokonuje pomiaru czasu między kolejnymi przejściami wiązki. Długi interwał (rys. 1a) świadczy o tym, że samolot znajduje się na prawo od linii środkowej. Krótki interwał informuje o odchyleniu w lewo (rys. 1b).

Wiązka pionowa ma kształt wachlarza i przemiata przestrzeń podejścia w kierunku góra–dół (rys. 2). Odbiornik

pokładowy mierzy czas między kolejnymi przejściami wiązki. Czas ten stanowi podstawę określenia nachylenia toru podejścia.

Urządzenie pokładowe wchodzące w skład MLS pozwala pilotowi wybrać dowolny azymut podejścia w zakresie $\pm 40^\circ$ i dowolne nachylenie toru w zakresie $1 \div 15^\circ$. Po wybraniu właściwego dla danego statku toru podejścia i przyjętej procedury, pilot otrzymuje niezbędne informacje dyrektywne. Informacjom tym towarzyszy otrzymywany w sposób ciągły sygnał odległości z odbiornika PDME (Precision Distance Measuring Equipment) standardowo instalowany na pokładzie statków latających łącznie z odbiornikiem azymutalnym MLS.



Rys. 2. Antena elewacyjna MLS

Charakterystyki

Wiązka azymutalna: pokrycie $\pm 40^\circ$, szerokość 2° .
Wiązka pionowa: pokrycie od $0,9$ do 15° , szerokość $1,5^\circ$.
Zasilanie: prąd zmienny 110/220 V.
Zgodność z przepisami: ICAO SARPS Aneks 10, DOT DTA-1000, FAA G-2100.

Wykonanie

Elementy scalone (wysoka niezawodność). Pełna odległościowa kontrola eksploatacji diagnostyki i usuwania niesprawności. Wykonanie do instalowania w trudnych warunkach klimatycznych. Średni czas naprawy (MTTR) – mniej niż 30 min.

System MLS należy do drugiej generacji. Wykorzystuje on osiągnięcie techniki przyjęte za standardowe w latach osiemdziesiątych. System MLS jest przewidywany jako międzynarodowy standard do zastąpienia dotychczas stosowanego systemu ILS w latach 1985–1995.

Na podstawie mat. inform. firmy Micronav Ltd. oprac. J.M.

V. 2500 – silnik międzynarodowy

W 1983 r., po trudnych pertraktacjach, doszło do powstania międzynarodowego konsorcjum mającego na celu budowę dwuprzepływowego silnika turbinowego o nazwie V.2500. Ma to być silnik o ciągu 10 300 daN i stopniu dwuprzepływowości 5,7, przeznaczony do wąskokadłubowych samolotów pasażerskich o liczbie miejsc $120 \div 180$. Powstanie tego konsorcjum, o nazwie International Aero Engines (IAE) jest faktem bez precedensu w dotychczasowej historii rozwoju silników o dużym stopniu dwuprzepływowości. Oznacza ono bowiem podjęcie współpracy przez dwie spośród trzech firm na świecie, budujących takie silniki. Współpraca ta, dotycząca silników V.2500, będzie toczyła się równoległe z silnym współzawodnictwem między tymi firmami w klasie silników o większych ciągach (RB.211 z jednej strony i JT9D, PW4000 i PW2037 z drugiej). Firmy te to Rolls-Royce (W. Brytania) oraz Pratt and Whitney (USA). Oprócz tych dwóch firm do IAE wchodzi: grupa japońskich producentów silników lotniczych zrzeszona w Japanese Aero Engines Corporation (JAEC), MTU (RFN) oraz Fiat (Włochy).

Silnik V.2500 będzie stanowił pewną sumę najnowocześniejszych rozwiązań opracowanych wcześniej dla silników RJ.500, PW2037, PW4000 oraz RB.211-535E4. Za całą przednią część silnika odpowiadać będą współpracujące dotąd przy opracowywaniu silnika RJ.500: firma Rolls-Royce oraz

zrzeszone w JAEC firmy japońskie. Obejmuje ona wentylator oraz sprężarkę. Przy konstruowaniu szerokołopatowego wentylatora zostaną wykorzystane doświadczenia i technologie z wentylatora silnika RB.211-535E4 (TLiA 1/83). Opracowana przez firmę Rolls-Royce sprężarka wysokiego ciśnienia ma mieć bardzo duży spręż (20,8) przy małej liczbie stopni (10) i przy całkowitym sprężu silnika ponad 36. Firma Pratt and Whitney będzie odpowiadać za komorę spalania oraz turbinę wysokiego ciśnienia. Przy projektowaniu komory spalania będą wykorzystane wyniki prac tej firmy w ramach programu Energy Efficient Engine (E³) oraz doświadczenia z silnika PW2037 pozwalające skrócić komorę i poprawić jej sprawność. W turbinie wysokiego ciśnienia zostaną zastosowane łopatki monokrystaliczne, w których produkcji firma Pratt and Whitney jest pionierem. Firma ta zapewnia również zastosowanie w V.2500 opracowanego dla silnika PW2037 układu aktywnego sterowania luzem promieniowym turbiny. Układ ten będzie współpracować z elektronicznym, cyfrowym, w pełni samodzielnym układem sterowania (FADEC). Firma MTU będzie odpowiadać za turbinę niskiego ciśnienia, natomiast Fiat za skrzynkę napędów. Podział nakładów pracy między kontrahentów jest następujący: Pratt and Whitney 30%, Rolls-Royce 30%, JAEC 23%, MTU 11%, Fiat 6%. Otrzymanie certyfikatu planuje się na 1988 r.

JMR

Rodzina silników RTM. 322

Nowym przejawem współpracy międzynarodowej w dziedzinie wytwarzania silników lotniczych jest porozumienie dotyczące budowy rodziny silników o nazwie RTM.322. Porozumienie to zawarto w połowie 1983 r. między trzema stronami: firmą Rolls-Royce (Wlk. Brytania), firmą Turbomeca (Francja) oraz rządem włoskim, który ma zaangażować jedną z włoskich firm silnikowych (prawdopodobnie FIAT). Przewiduje ono budowę całej rodziny silników opartych na wspólnym rdzeniu. Rodzina ta obejmować ma silniki śmigłowe o rozpiętości mocy od 1320 kW (1800 KM) do 1840 kW (2500 KM) i większe, silnik śmigłowy o mocy ok. 2200 kW (3000 KM) oraz dwuprzepływowy silnik odrzutowy (tzw. wentylatorowy) o ciągu 1250 daN. Na początek planuje się opracowanie silnika śmigłowego o mocy 1545 kW (2100 KM) oznaczonego RTM.321-01. Wszystkie następne wersje będą wywodzić się właśnie z tego silnika. Harmonogram prac nad nim przewiduje, że pierwsze uruchomienie prototypu nastąpi w 1984 r., a certyfikat zostanie uzyskany w 1987 r. Udziały poszczególnych stron porozumienia w opracowaniu silnika RTM.321-01 wynoszą: Rolls-Royce — 40%, Turbomeca — 30%, rząd włoski — 30%.

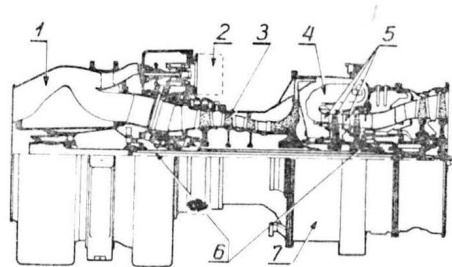
Pomysł międzynarodowej produkcji tej zunifikowanej rodziny silników został przedstawiony w styczniu 1983 r., kiedy to firmy Rolls-Royce i Turbomeca rozpatrywały przyszłość wspólnego programu budowy i rozwoju śmigłowego silnika RTM.321. Prace w ramach tego programu rozpoczęto w 1978 r., a w 1980 r. uruchomiono po raz pierwszy prototyp tego silnika. Prace nad rodziną silników RTM.322 mają być bezpośrednim przedłużeniem programu RTM.321.

Silniki RTM.322 będą konkurować z dominującym obecnie w klasie silników śmigłowych o średniej mocy silnikiem T700 firmy General Electric oraz w klasie silników śmigłowych o średniej mocy z silnikami PW100 (Pratt and Whitney of Canada) oraz z silnikami CT7 (General Electric). Przewiduje się, że śmigłowe odmiany silników RTM.322 będą stosowane w pierwszej kolejności w projektowanym również w ramach współpracy międzynarodowej trzysilnikowym śmigłowcu EH101, którego pierwsze wersje będą wyposażone w silniki T700. Silniki RTM.322 mają również zastąpić silniki T700 w nowej wersji śmigłowca Westland 30 oznaczonej numerem serii 300. W dalszej przyszłości silniki RTM.322 mogłyby napędzać proponowane do realizacji w ramach współpracy międzynarodowej: europejski, lekki śmigłowiec transportowy (LTH — light transport helicopter) oraz europejski lekki śmigłowiec bojowy (LCH — Light combat helicopter). W wersji śmigłowej silniki RTM.322 mogłyby być stosowane w samolotach ATR42, Dash 8, Brasilia i CN 235. Wersja wentylatorowa byłaby przeznaczona do samolotów służbowych oraz szkolno-treningowych.

Istotą koncepcji rodziny silników RTM.322 jest takie zaprojektowanie wytwornicy silnika, aby opierając się na niej można było konstruować zarówno silniki śmigłowe o dużej rozpiętości mocy startowych, jak i silniki śmigłowe czy też wentylatorowe. Założenie to wywarło duży wpływ na konstrukcję turbiny wysokiego ciśnienia. Z tego względu bowiem ta napędzająca sprężarkę turbina jest dwustopniowa. Rozwiązanie takie w porównaniu z turbiną jednostopniową zapewnia dużą swobodę w zestawieniu licznych wersji silnika wymagających dość dużej rozpiętości obciążenia cieplnych turbiny. Wadą jego jest większa masa i koszt.

Oprócz tego duży nacisk położono na prostotę i zwartość konstrukcji silników RTM.322. Z tego powodu zdecydowano się na dwuwałowy układ silnika. Układ ten w porównaniu ze stosowanym czasami układem trzywałowym (silniki GEM, PW100) pozwala znacznie uprościć konstrukcję silnika. Np. w silniku RTM.322 znajdują się tylko dwie komory łożyskowe w porównaniu z sześcioma w trzywałowym silniku GEM. Większej zwartości silnika sprzyja zastosowanie komory spalania z przepływem zwrotnym.

Na rys. 1 przedstawiono opublikowany w połowie 1983 r. przekrój wersji śmigłowej silnika RTM.322. Silnik ten będzie miał moce nominalne 1320, 1540 i 1690 kW (1800, 2100 i 2300 KM). Tak dużą rozpiętość mocy nominalnych planuje się uzyskać głównie zmieniając temperaturę przed turbiną. W związku z tym w wersji podstawowej oznaczonej RTM.322-01 o mocy 1540 kW (2100 KM) łopatki wirnikowe pierwszego stopnia turbiny



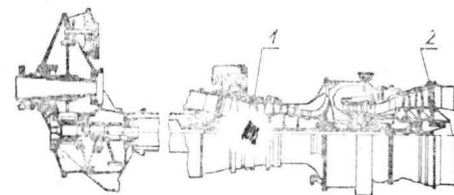
Rys. 1. Wersja śmigłowa silnika RTM.322: 1 — integralny, osiowo-symetryczny separator cząstek stałych, 2 — elektroniczny układ regulacji, 3 — sprężarka, 4 — komora spalania z przepływem zwrotnym i odparowaniem paliwa, 5 — turbina wysokiego ciśnienia, 6 — komory łożyskowe, 7 — korpus komory spalania zaprojektowany tak, aby ograniczyć liczbę rur zewnętrznych

będą chłodzone powietrzem, a łopatki wirnikowe drugiego stopnia tej turbiny nie będą chłodzone. W wersji o mocy 1690 kW (2300 KM) łopatki wirnikowe drugiego stopnia turbiny wysokiego ciśnienia będą monokrystaliczne i niechłodzone. Natomiast dalszy wzrost mocy do 1840 kW (2500 KM) uzyska się przez projektowanie sprężarki. W wersji o mocy 1320 kW (1800 KM) oznaczonej RTM.322-05, ło-

patki wirnikowe obu stopni turbiny wysokiego ciśnienia nie będą chłodzone, a natężenie przepływu powietrza przez silnik będzie zmniejszone o 7%. Zwiększenie mocy nominalnej silnika ponad 1840 kW (2500 KM) będzie wymagało chłodzenia łopatek wirnikowych obu stopni tej turbiny.

Sprężarkę silnika RTM.322 projektuje firma Turbomeca korzystając z doświadczeń zdobytych w programie RTM-321 oraz w pracach nad rozwojem silnika TM.333. Składa się ona z trzech stopni osiowych i jednego odśrodkowego. Jej spręż ma wynosić ok. 14. Kierownica wlotowa i kierownica pierwszego stopnia osiowego są przedstawialne. Łopatki wirnikowe sprężarki stanowią jednolitą całość z tarczami. Te integralne elementy — tarcze wraz z łopatkami — będą obrabiane na tych samych frezarkach sterowanych numerycznie, na których wykonuje się części sprężarki silnika TM.333.

Zastosowana w silniku RTM.322 komora spalania z przepływem zwrotnym jest komorą z odparowaniem paliwa. Jest to rozwiązanie rzadko spotykane w komorach z przepływem zwrotnym, w których stosuje się najczęściej wtryskiwacze wirowe.



Rys. 2. Silnik RTM.322-11: 1 — dodatkowy stopień sprężarki, 2 — dodatkowy stopień turbiny niskiego ciśnienia

Turbina jest projektowana przez firmę Rolls-Royce. O dwustopniowej turbinie wysokiego ciśnienia wspomniano już poprzednio. W uzupełnieniu można dodać, że łopatki kierownicze obu jej stopni są chłodzone powietrzem. Turbina niskiego ciśnienia, będąca turbiną napędową, może być dwu- lub trzystopniowa zależnie od wersji silnika. W silnikach RTM.322 zastosowany będzie nie dublowany hydromechaniczny, elektroniczny cyfrowy układ regulacji o pełnym zakresie sterowania (FADEC).

Na rys. 2 przedstawiono wersję śmigłową RTM.322-11 o mocy 2060 kW (2800 KM). W związku z tym, że silnik ten ma mieć moc znacznie większą niż wyjściowy silnik RTM.322-01, zastosowano w nim dodatkowo jeden stopień osiowy sprężarki oraz jeden stopień turbiny niskiego ciśnienia.

Przewiduje się, że śmigłowe wersje silników RTM.322 będą miały o ok. 30% mniejszą liczbę części niż konkurencyjne silniki T700. Natomiast silnik śmigłowy RTM.322-11 o mocy 2060 kW (2800 KM) będzie miał o ok. 90 kg mniejszą masę niż silnik PW124 o mocy 1770 kW (2400 KM).

JMR

Kruchość stopów żelaza

Cz. I. Wpływ składu chemicznego na kruchość stopów żelaza

Dr inż. **MARIAN GLIWA**
 Instytut Mechaniki Precyzyjnej
 Oddział w Rzeszowie

Charakterystyczną cechą metali i stopów jest spadek ich właściwości plastycznych w miarę obniżania temperatury. Poniżej pewnej, krytycznej temperatury, zwanej umownie przejściową temperaturą kruchości na zimno T_K , następuje przejście materiału ze stanu plastycznego w stan kruchy. Towarzyszy temu zmiana przełomu ciągłego (plastycznego) w transkrystaliczny łupliwy (kruchy). Przejściowa temperatura kruchości nie jest stałą fizyczną metalu lub stopu, lecz stanowi jedynie charakterystykę zachowania się materiału przy określonym stanie naprężeń.

Przejście ze stanu plastycznego w stan kruchy w ogromnej większości przypadków zachodzi stopniowo w pewnym zakresie temperatur, a temperatura T_K jest pojęciem umownym i jest ona najczęściej średnią wartością zakresu kruchości [1]. Często, w celu dokładnego oznaczenia przedziału temperatur kruchości, zwłaszcza gdy jest on szeroki, przyjmuje się pojęcie górnego i dolnego progu kruchości odpowiadających temperaturom początku i końca gwałtownego spadku udarności [2].

Przejściową temperaturę kruchości można wyznaczyć przez określanie wytrzymałości na rozciąganie próbek z karbem, określanie udarności, wartości przewężenia mierzonego w płaszczyźnie karbu lub przez określanie procentowego udziału na przełomie pęknięć plastycznych i kruchych. Najczęściej stosowana i najprostsza jest metoda oparta na określaniu udarności. W tym celu określa się udarność w szerokim zakresie temperatur, głównie ujemnych, i ustala się temperaturę lub przedział temperatur, w którym następuje gwałtowny spadek udarności. Przejście ze stanu ciągłego w stan kruchy odbywa się często przy niezbyt niskich temperaturach, niekoniernie ujemnych. Wartości tych temperatur uzależnione są nie tylko od składu chemicznego materiału, ale także od stanu naprężeń, szybkości odkształcania i struktury, w tym głównie od wielkości ziarna. Oznacza to, że zależnie od wymienionych czynników dany metal lub stop w określonej temperaturze może wykazywać plastyczność lub kruchość [1, 2].

W niniejszym artykule, na podstawie danych literaturowych, podano aktualny stan wiedzy nt. wpływu składu chemicznego na przejściową temperaturę kruchości stopów żelaza, uwzględniono przy tym tak dodatki specjalnie wprowadzone do stopu, jak i istniejące na ogół zawsze ze względów metalurgicznych, których usunięcie ze stopu jest albo niemożliwe, albo ekonomicznie nieopłacalne.

Wpływ pierwiastków międzywęzłowych

Pierwiastki międzywęzłowe (węgiel, azot, tlen i wodór) znajdują się w metalu w postaci węglików, azotków, tlenków i wodorków albo są rozpuszczone w ferrycie lub austenicie [3]. Z ferrycie tworzą roztwory międzywęzłowe przy bardzo małej rozpuszczalności w nim. W stanie przed wydzieleniem koncentrują się one na granicach ziarn. Rozpuszczalność węgla, azotu i tlenu w ferrycie jest bardzo mała i silnie zależna od temperatury, co sprzyja przebiegowi starzenia powodującego podwyższenie temperatury T_K .

W przypadku gdy zawartość węgla, azotu i tlenu jest mniejsza niż ich maksymalna rozpuszczalność w ferrycie,

wówczas podczas dostatecznie szybkiego chłodzenia (przy normalizowaniu małych próbek lub przy hartowaniu) ferryt pozostaje przesycony tymi pierwiastkami, co powoduje podwyższenie temperatury T_K . Odpuszczanie przy temperaturach 200–300°C zwiększa kruchość stali i to w tym większym stopniu, im więcej stal zawiera domieszek międzywęzłowych. Odpuszczanie przy temperaturach ok. 700°C przywraca stali wyjściowe właściwości plastyczne wskutek koagulacji i rozpuszczania się wydzielen. Przy zawartości węgla większej niż maksymalna jego rozpuszczalność w ferrycie (zawartość azotu i tlenu zwykle nie przekracza tych wartości) wpływ starzenia na kruchość stali jest mniejszy niż w poprzednim przypadku [4].

Czyste żelazo wykazuje wyraźnie zaznaczoną przejściową temperaturę kruchości [1, 2]. Ze zwiększeniem zawartości węgla powstaje coraz szerszy zakres temperatur T_K i przesuwają się do wyższych wartości. Zmniejsza się również udarność stali w zakresie ciągłym, czyli poza obszarem kruchości, i wyraźnie podwyższa się temperatura górnego progu kruchości na zimno. Oddziaływanie węgla w stali ulega zmianie przy wydzieleniu się na granicach ziarn węglików wpływających na rozwój pęknięć międzykrystalicznych.

Zwiększanie zawartości azotu w stali rozszerza zakres temperatury występowania kruchości i przesuwają go w stronę wyższych wartości. Zjawisko to jednak obserwuje się jedynie w stalach nie zawierających pierwiastków o dużym powinowactwie z azotem. Wpływ azotu na temperaturę T_K zależy bowiem od obecności w stali innych pierwiastków. Przy stosunku zawartości Mn/C ok. 2 lub mniejszym, azot nieznacznie wpływa na temperaturę T_K , gdy natomiast stosunek ten zbliża się do ok. 5, wtedy wpływ azotu na podwyższenie temperatury T_K staje się znaczny. Azot wpływa tym intensywniej na temperaturę T_K , im szybsze zastosowano chłodzenie od temperatury austenitowania [5]. Dodatek do czystego żelaza 0,01% N podwyższa temperaturę T_K i wpływa na wystąpienie przełomu międzykrystalicznego, szczególnie po szybkim chłodzeniu [1].

W stalach drobnoziarnistych uspokojonych za pomocą Al (przy czym zawartość Al pozwala na związanie azotu w azotki) nie obserwuje się wpływu azotu na podwyższenie temperatury T_K . Przyjmuje się zatem, że oddziaływanie azotu na podwyższenie temperatury T_K jest związane z powstaniem jego roztworów międzywęzłowych w ferrycie i tworzeniem się atmosfer Cottrella [6].

Tlen w ilości do 0,002% nie wpływa na podwyższenie temperatury T_K w stopach żelaza. Przy wyższych zawartościach następuje jej wzrost oraz zmniejszenie udarności w zakresie ciągłym. Zjawisko to potęguje się ze wzrostem ziarna i zwiększeniem zawartości manganu w stali oraz w wyniku długotrwałego izotermicznego wyżarzania poniżej temperatury przemiany [3, 7].

Wpływ wodoru jest nieco odmienny niż oddziaływanie azotu i tlenu, co jest uwarunkowane podwyższoną ruchliwością atomów wodoru w siatce żelaza. Wodór rozpuszczony w ferrycie ma mały wpływ na granicę wytrzymałości i plastyczności, ale zmniejsza właściwości plastyczne [8, 9]. W stalach zawierających wodór ze zwiększeniem szybkości

odkształcenia wzrasta plastyczność, odwrotnie niż w stalach bez wodoru [3]. Związane to jest z tym, że atomy wodoru grupują się przede wszystkim w defektach siatki, a najczęściej na dyslokacjach. Przy szybkim obciążeniu dyslokacje odrywają się od atomów wodoru i dlatego wpływ wodoru na plastyczność jest nieznaczny. Przy wolnym obciążeniu nie zachodzi odrywanie się dyslokacji od atomów wodoru i następuje zmniejszenie plastyczności. Z tego względu wpływ wodoru na udarność i temperaturę T_K jest nieznaczny.

Wpływ dodatków stopowych

Trudności w jednoznacznym określeniu wpływu poszczególnych pierwiastków na temperaturę T_K wynikają z różnorodności ich oddziaływania w stopach żelaza. Dodatek stopowy może wpływać na temperaturę T_K przez odtlenienie stopu (Al, Si, Mn, Ti), rozdrobnienie ziarna, tworzenie i zmiany proporcji określonych faz oraz rozpuszczanie w roztworze stałym [1, 3, 6, 10]. Określony dodatek stopowy oddziałuje zatem zarówno przez rozpuszczanie się w roztworze stałym, jak i przez wywoływanie określonych zmian mikrostruktury. Poza tym określone dodatki stopowe oddziałują na siebie wzajemnie. Dlatego na ogół udało się zbadać wpływ małych zawartości określonego pierwiastka w żelazie o dużej czystości. Ekstrapolowanie otrzymanych wyników na stopy techniczne jest trudne, dlatego w wielu przypadkach porównywane są ze sobą poszczególne gatunki stali. Wpływ manganu, krzemu i niklu na temperaturę T_K żelaza wysokiej czystości jest związany z ich wpływem na właściwości ferrytu [11, 12].

Mangan w ilości do 2,14% w niskowęglowych stopach żelaza wpływa na stopniowe obniżenie temperatury T_K oraz zwiększenie udarności powyżej T_K . Zwiększenie zawartości Mn od 2,14 do 3,4% powoduje obniżenie temperatury T_K , co wyjaśnia się wystąpieniem w strukturze tego stopu, równocześnie z ferrytem, produktów przemiany martenzytycznej [13, 14]. Ten niekorzystny efekt zanika po następnym odpuszczeniu. Obniżenie temperatury T_K przy małych zawartościach manganu tłumaczy się zmniejszeniem podatności stali na wydzielanie węglików na granicach ziarn oraz skłonności do tworzenia perlitu sferoidalnego zamiast płytkowego. Główne oddziaływanie manganu zachodzi przez rozdrobnienie ziarna, odtlenienie oraz rozpuszczenie się go w roztworze stałym. Specjalne znaczenie przypisuje się jednak stosunkowi Mn/C. Po przekroczeniu wartości Mn/C ok. 6, wpływ tego parametru na obniżenie temperatury T_K jest nieznaczny [13]. Wszystkie stopy o zawartości 0÷3,4% Mn mają wyraźnie zaznaczoną przejściową temperaturę kruchości [14].

Krzem, zależnie od jego zawartości w żelazie, powoduje albo podwyższenie, albo obniżenie temperatury T_K . Przy zawartościach do 3,75% Si przejście ze stanu plastycznego w stan kruchy zachodzi praktycznie przy jednej temperaturze, zaś przy 5% Si — w pewnym zakresie temperatur. Ze zwiększeniem zawartości krzemu do 0,89% następuje obniżenie temperatury T_K , natomiast powyżej tej zawartości jej podwyższenie [15]. Przypuszcza się, że krzem zastępuje mangan w procesie odtleniania, zwiększa stężenie tego pierwiastka w ferrycie i powoduje obniżenie temperatury T_K , wiąże znajdujący się w metalu tlen i sprzyja umocnieniu granic ziarn [1, 15]. Pewien wpływ może również wywierać równomierność rozmieszczenia węglików w stalach z krzemem. Podwyższenie zawartości krzemu ponad 0,89% rozpuszczonego w ferrycie powoduje podwyższenie temperatury przemiany alotropowej, skłonności stali do rozrostu ziarn i związanej z tym podatności na kruche pękanie łupliwe.

Nikiel rozpuszczony w ferrycie bardzo intensywnie obniża przejściową temperaturę kruchości stali [1÷6, 12]. Przy jednakowej wielkości ziarna temperatura T_K żelaza o zawartości 0,03% Fe, a po dodaniu 3,6% Ni obniża się o 30÷40°C [12]. Z tego względu stale z nikiem stanowią podstawowy materiał na elementy do pracy w niskich temperaturach. W stopach o zawartości 1 i 2,2% Ni przejście ze stanu plastycznego w stan kruchy zachodzi praktycznie w jednej temperaturze. Podwyższenie zawartości Ni do 3,2% powoduje nie tylko obniżenie temperatury T_K , ale także rozciągnięcie przejścia ze stanu plastycznego w stan kruchy na przedział temperatur. Obniżenie temperatury T_K przy zwiększeniu zawartości niklu zachodzi także przy wzroście zawartości tlenu w stali. Z tego względu sądzi się, że wpływ niklu należy wiązać ze zmianą stanu ferrytu, a nie ze zmianą oddziaływania dyslokacji z pierwiastkami międzywęzłowymi [12]. Ogólnie przyjmuje się, że dodatek niklu do żelaza osłabia blokowanie dyslokacji przez atomy międzywęzłowe i ułatwia przebieg odkształcenia plastycz-

nego przez relaksację niebezpiecznych naprężeń mogących doprowadzić do utworzenia zarodków kruchego pęknięcia albo przyspieszyć ich rozprzestrzenianie się [16].

Chrom rozpuszczony w czystym żelazie w ilości do ok. 5% obniża temperaturę T_K o ok. 3°C na 1% Cr [1]. W stalach przy obecności węgla wpływ chromu jest złożony i wiąże się ze zjawiskami strukturalnymi towarzyszącymi wydzielaniu się węglików. Przy zwiększaniu zawartości Cr do ok. 1,2% zmniejsza się twardość ferrytu oraz zwiększa ilość perlitu, co wywiera wpływ na mechanizm pęknięcia.

Stale chromowo-niklowe wykazują znaczną plastyczność i małą czułość na karby. Dlatego zjawisko kruchości w tych stalach występuje w mniejszym stopniu. Przy zwiększaniu zawartości chromu w stali chromo-niklowo-molibdenowo-wanadowej do 3%, zawierającej od 1% Ni następuje obniżenie temperatury T_K . Dalsze zwiększenie zawartości chromu nie powoduje już istotnych zmian. Przy zawartości 1÷2% Ni najniższą temperaturę T_K ma stal zawierająca 2% Cr, zaś dalsze zwiększenie zawartości chromu powoduje podwyższenie temperatury T_K . Przy zawartości 3,5% Ni minimalna temperatura T_K występuje przy 1% Cr. Zwiększenie zawartości niklu w stali zawierającej 1,3% Cr powoduje ciągłe obniżanie temperatury T_K . Przy zawartości 2% Cr i 2% Ni w stali Cr—Ni—Mo—V otrzymuje się najniższą wartość temperatury T_K [17].

Dodatek aluminium do stopów żelaza wpływa na temperaturę T_K przez wiązanie azotu i tlenu, rozdrobnienie ziarna oraz rozpuszczenie się w roztworze stałym. Udział poszczególnych czynników jest jednak trudny do określenia. Stwierdzono, że dodatek do 0,08% Al obniża temperaturę T_K zarówno wskutek rozdrobnienia ziarna, jak również rozpuszczania się Al w ferrycie. Przy wzroście zawartości Al od 0,08 do 0,1% następuje wzrost temperatury T_K związany z nieregularną wielkością ziarn ferrytu [13].

Wpływ na temperaturę T_K mikroelementów Nb, V, Ti i Zr wiąże się ściśle ze skłonnością tych pierwiastków do tworzenia węglików i azotków, dzięki którym uzyskuje się znaczne rozdrobnienie ziarna [1]. Powyżej zawartości 0,1% wpływ tych pierwiastków na rozdrobnienie ziarna jest nieznaczny. Dodatek do niskowęglowej stali manganowej Nb lub V albo obu pierwiastków równocześnie powoduje umocnienie stali związane z tworzeniem się bardzo dyspersyjnych węglikoazotków, a także z rozdrobnieniem ziarna szczególnie po obróbce cieplnej. Jednakże najwyższa granica plastyczności i najniższa temperatura T_K (określana przez pomiar udarności i fraktograficzne badania przełomów) występuje w przypadku, gdy równocześnie z rozdrobnieniem ziarna występuje równomierne rozłożenie wydzielen węglikoazotków [16].

W przypadku stali z wanadem minimalna temperatura przejściowa T_K odpowiada zawartości ok. 0,12% V. W przypadku występowania azotu, zawartość wanadu może być zwiększona bez obawy znacznego podwyższenia temperatury T_K [13].

Tytan, ze względu na duże powinowactwo z azotem, tworzy w stopach żelaza azotki, działając tym samym na rozdrobnienie ziarna. Stąd dodatek tytanu do stali zawierającej azot wyraźnie obniża temperaturę T_K . Jednocześnie ze względu na duże powinowactwo z węglem i trwałe wiązanie tego pierwiastka, tytan wpływa na zmniejszenie ilości perlitu w stali, co również ma wpływ na przejściową temperaturę kruchości [13].

Stal z cyrkonem wykazuje nagle przejście ze stanu plastycznego w stan kruchy. Temperatura przejściowa kruchości nie ulega jednak istotnym zmianom pod wpływem dodatku cyrkonu [13].

Molibden jest pierwiastkiem silnie węglikotwórczym, sprzyja sferoidyzacji węglików, rozdrabnia ziarno, obniża krytyczną szybkość hartowania i istotnie podwyższa hartowność stali. Pod względem korzystnego wpływu na temperaturę T_K ustępuje tylko niklowi. Jego zastosowanie jako pierwiastka stopowego w stalach konstrukcyjnych (0,2÷0,5%) wynika jednak głównie ze zmniejszenia skłonności do kruchości odpuszczania. Z podwyższeniem zawartości węgla korzystny wpływ molibdenu na temperaturę T_K zmniejsza się [2, 4].

Wpływ wolframu jest analogiczny do oddziaływania molibdenu, jednakże efektywność jego oddziaływania na strukturę i właściwości stali jest trzykrotnie słabsza niż molibdenu [2, 4].

Wpływ zanieczyszczeń

Czystość stali wywiera duży wpływ na jej właściwości, zwłaszcza przy obciążeniu udarowym, przy czym do najbardziej szkodliwych ze względu na kruchość zanieczyszczeń stali należą: fosfor, siarka, cyna i antymon.

Fosfor w ilościach występujących zwykle w stali jako zanieczyszczenie w pełni jest rozpuszczony w ferrycie, dlatego jego wpływ na właściwości wiąże się z utwardzeniem ferrytu. Jednocześnie fosfor jest skłonny do likwacji i mikrolikwacji na granicach ziarn [3]. Przez te dwa oddziaływania wpływa on na właściwości stali, co przejawia się w podwyższeniu temperatury T_K oraz sprzyja tworzeniu się przełomu międzykrystalicznego. Wpływ fosforu na temperaturę T_K jest tym silniejszy, im stal zawiera więcej węgla i składników stopowych, czyli im wyższa jest wytrzymałość stali. Przy niskiej wytrzymałości rzędu $R_m < 392,4 \text{ MN/m}^2$ (40 kG/mm^2) temperatura T_K przy zawartości $0,2\%$ P leży poniżej temperatury pokojowej, zaś przy $R_m = 784,8 \text{ MN/m}^2$ (80 kG/mm^2) w tych warunkach stal znajduje się w stanie pólkruchoym [18]. Obniżenie zawartości fosforu do $0,01\%$ jest równoznaczne z wpływem na temperaturę T_K dodatku do stali 1% Ni. Szkodliwy wpływ fosforu na kruchość stali zwiększa się przy obecności w niej cyny i antymonu [20].

Siarka nie rozpuszcza się ani w ferrycie, ani w austenicie, ale występuje w postaci siarczków. W ilościach występujących w stalach konstrukcyjnych obniża wyraźnie technologiczne i eksploatacyjne właściwości z powodu dużej skłonności do likwacji. Pierwiastki odtleniające wprowadzone do ciekłej stali (Mn, Al, Ti, Zr) wykazują silny wpływ na skład siarczków, ich formę i rozłożenie. Osłabiają one szkodliwy wpływ siarki przez tworzenie trudno topliwych globularnych związków, głównie siarczków manganu [18]. Ogólnie można stwierdzić, że siarka występująca jako domieszka w stopach żelaza nie wywiera większego wpływu na temperaturę T_K . Działanie tego pierwiastka potęguje się w obecności niklu w stali. Zwiększona zawartość siarki wpływa na wystąpienie struktury pasmowej i pojawienie się anizotropii właściwości, co zwiększa podatność na kruche pęknięcie [13, 21].

Duży wpływ na właściwości mechaniczne wywierają znajdujące się w stali metale nieżelazne, których zawartości nie określa się. Przyjmuje się, że zawartość metali nieżelaznych jest wprost proporcjonalna do ilości miedzi w stali [20, 22, 23]. Oddziaływanie tych domieszek jest związane z ich segregacją na granicach ziarn, przez co zwiększa się kruchość stali, głównie jednak w podwyższonych temperaturach. Efekt zwiększenia kruchości zależy od składu chemicznego stali i najwyraźniej pojawia się w stalach chromowo-niklowych.

Wnioski

- Zachowanie się metali i stopów przy określonym stanie naprężeń oceniane jest na podstawie wartości przejściowej temperatury kruchości na zimno, przy której następuje przejście materiału ze stanu plastycznego w stan kruchy.

- Na wartość przejściowej temperatury kruchości, oprócz wielu czynników, istotny wpływ wywiera skład chemiczny materiału.

- Dokładne sprecyzowanie wpływu poszczególnych składników stopu na przejściową temperaturę kruchości jest utrudnione ze względu na ich różnorodne oddziaływanie. Z tego względu na ogół udało się zbadać wpływ zawartości pojedynczych pierwiastków na właściwości czystego żelaza.

- Na przejściową temperaturę kruchości wywierają wpływ tak pierwiastki znajdujące się w stali ze względów metalurgicznych, jak i pierwiastki stopowe. Pierwiastki

międzywęzłowe (węgiel, azot, tlen i wodór) na ogół zwiększają kruchość żelaza podwyższając przejściową temperaturę kruchości. Podobny wpływ mają takie zanieczyszczenia jak fosfor, cyna i antymon oraz nieznacznie siarka. Pierwiastki stopowe oddziałują różnie na kruchość żelaza, zależnie od ich zawartości, przy czym najkorzystniej wpływa nikiel, obniżający przejściową temperaturę kruchości. Z tego względu stale z niklem stanowią podstawowy materiał konstrukcyjny na elementy pracujące w niskich temperaturach.

- W celu określenia skłonności danej stali do kruchości, należy poddać ją odpowiednim badaniom, a nie oceniać na podstawie znajomości oddziaływania poszczególnych składników.

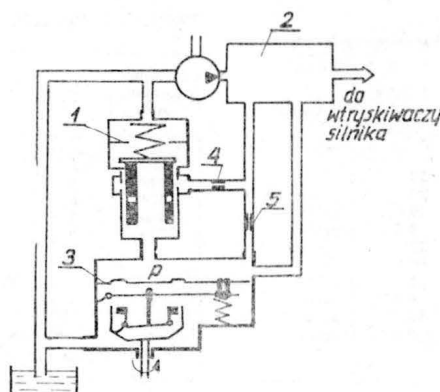
LITERATURA

1. A. MACIEJNY: Kruchość metali. Wyd. Śląsk, Katowice, 1973.
2. G. J. POGODIN-ALEKSIEJEW: Wytrzymałość dynamiczna i kruchość metali (tłum. z ros.). WNT, Warszawa, 1969.
3. A. P. GULAJEW: Czystąją stal. Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1973.
4. A. P. GULAJEW: Wlijanije termicznej obrabotki i legirujuszczich elementow na konstrukcionnuju procznost stali. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1967, nr 10, s. 66-72.
5. D. ADENIS, P. BLANCHARD: Fragilite et fragilisation des metaux et alliages. Denoel, Paris, 1963.
6. Fizyceskije metalowiedienije (tłum. z ang.). Wyd. Mir, Moskwa, 1968.
7. A. MACIEJNY, B. REUSZER: Nowoczesne procesy metalurgiczne w odlewnictwie stopów żelaza. Materiały konferencji Politechniki Śląskiej, Katowice, 1971. STOP.
8. A. P. GULAJEW i in.: Wysokoprocnyje armaturnyje stali. Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1966.
9. G. W. ZINOWIEWA, M. R. SIEMIENCZENKO, T. J. MAŁYGINA: Wlijanije nagriewa w endotermiczeskich atmosferach na mechaniczeskije swojstwa stali 18H2N4MA. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1981, nr 12, s. 15-16.
10. J. M. POTAK: Chrupkije razruszenije stali i stalnych dietalej. Wyd. Oborongiz., Moskwa, 1955.
11. A. P. GULAJEW: Wlijanije chroma i nikiela na wiaskost stalej. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1962, nr 12, s. 2-6.
12. A. P. GULAJEW, J. I. MATROSOV: Wlijanije legirujuszczich elementow na chladnostojkost želaza wysokoj czistoty. Pr. zb. Specjalnyje stali i spławy. Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1972, s. 26-33.
13. J. GOUZON: Problemes fondamentaux de la deformation at de la rupture de l'acier. Legia, 1966, CNRM.
14. A. P. GULAJEW, J. I. MATROSOV: Wlijanije marganca na sklonnost alfa-żelaza k chrupkomu rozruszeniju. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1960, nr 3, s. 68-70.
15. A. P. GULAJEW, J. I. MATROSOV: Wlijanije kriemija na sklonnost želaza wysokoj czistoty k chrupkomu razruszeniju. *Izw. AN SSSR, Metalły*, 1968, nr 2, s. 168-170.
16. M. L. BERNSTEJN: Procznost stali. Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1974.
17. A. A. ASTAFIEW: O racjonalnom legirowaniju chromonikielewych konstrukcionnych stalej. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1982, nr 3, s. 11-17.
18. E. HOUDREMONT: Specjalnyje stali (tłum. z niem.). Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1966.
19. W. N. ZIKIEJEW, A. P. GULAJEW: Wlijanije fosfora na swojstwa konstrukcionnoj stali. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1973, nr 11, s. 9-12.
20. G. A. FILIPOV i in.: Wlijanije primiesiej na interkristalczeskiju chrupkost stali 18H2N4MA posle zakalki i otpuska. *Problemy Procznosti*, 1980, nr 2, s. 114-119.
21. A. W. RUDCZENKO: Wlijanije siery na sklonnost k chrupkomu razruszeniju stali. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1969, nr 9, s. 77-78.
22. W. N. MARCZENKO, D. A. LITWICZENKO: Wlijanije niekotorych primiesiej na swojstwa stali 18H2N4MA. *Mietal. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1978, nr 1, s. 18-21.
23. W. N. ZIKIEJEW, J. I. MARCZENKO, L. W. POPOWA: Wlijanije primiesiej surmy i olowa na swojstwa konstrukcionnoj stali 30HGSA. Pr. zb. Specjalnyje stali i spławy. Wyd. Metalurgija, Moskwa, 1973, s. 19-23.

EOI477IK/84

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Kombinát Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral z Wrocławia zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania układ do zasilania paliwem turbinowego silnika lotniczego (wynalazcy: M. Chrobot, Z. Kaliński i K. Wieczorek). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania takiego układu, który zapewni prawidłowe rozruchy silnika i prawidłową pracę przetwornika obrotów-ciśnienie przy minimalnych i maksymalnych obrotach silnika bez konieczności powiększenia wymiarów pompy paliwowej lub stosowania dodatkowej pompy włączanej na okres rozruchu silnika.



Układ zasilania paliwem lotniczego silnika turbinowego charakteryzuje się tym, że w linii zasilania od zespołu regulatorów 2 do przetwornika 3 ma wbudowane urządzenie o zmiennym przepływie, składające się z co najmniej dwóch równoległe połączonych zwęzek 4, 5, z których jedna połączona jest szeregowo z zaworem 1, do którego podłączone jest ciśnienie p z przetwornika 3 bądź z zaworem elektromagnetycznym.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 5/1982 r., w klasie F 02 H, pod nr P.226358

W.Z.

Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu WT3-1 i WT22 przy rozciąganiu wahadłowym i tętniącym

Doc. dr inż. JERZY LUNARSKI
Mgr inż. JÓZEF NYKLEWICZ
Mgr inż. ANDRZEJ WÓJCIK
Instytut Budowy Maszyn
Politechnika Rzeszowska

W celu minimalizacji zużycia drogich stopów tytanu, przeznaczonych na elementy obciążone naprężeniami zmiennymi, konieczna jest znajomość wykresów zmęczeniowych (Haigha, Smitha, Soderberga i in.). Umożliwiają one przeprowadzenie obliczeń konstrukcyjnych elementów przy zachowaniu uzasadnionych współczynników bezpieczeństwa. Badania zmęczeniowe potrzebne do opracowania wykresów zmęczeniowych są drogie ze względu na długotrwałość prób i drogą aparaturę badawczą. Celem niniejszego artykułu jest wyznaczenie wartości Z_{rj} i Z_{rc} koniecznych do budowy wykresów zmęczeniowych przy wykorzystaniu małych próbek (średnica części roboczej 2,4 mm). Badania przeprowadzono na pulsatorze Schencka typ PHG 025N.

Badania zmęczeniowe stopu WT3-1

Próbki ze stopu WT3-1 wykonywano z pręta walcowego $\varnothing 12$ mm po wyżarzaniu izotermicznym w warunkach: wygrzanie w 1173 K — 1 h, przeniesienie do pieca z temperaturą 923 K — 2 h, chłodzenie w powietrzu. Strukturę stopu po takiej obróbce przedstawiono na rys. 1. Skład chemiczny materiału pręta był następujący: 6,8% Al, 2% Mo, 1,35% Cr, 0,5% Fe, 0,35% Si, 0,06 C, reszta Ti. Właściwości mechaniczne po obróbce cieplnej były następujące: $R_m = 1100,5$ MPa, $R_{0,2} = 1061,8$ MPa, $A_5 = 17,02\%$, $Z = 48,18\%$. Po wyżarzaniu próbki toczono zgrubnie i dokładnie, po czym polerowano papierem ściernym do uzyskania chropowatości $R_a = 0,32 \mu\text{m}$. Wartość siły obciążającej kontrolowano układem optycznym pulsatora oraz czujnikami elektrooporowymi, naklejonymi na siłomierzu obciążającym.

Granice wytrzymałości zmęczeniowej wyznaczono metodą schodkową [1], przyjmując $N = 2 \times 10^7$ cykli, na podstawie 15÷16 próbek i dodatkowo wykonywano 5÷6 prób z większymi naprężeniami w celu analitycznego obliczenia Z_G z zależności:

$$\sigma = c \cdot e^{-\beta N} \quad (1)$$

Wyniki przeprowadzonych badań przy cyklu rozciągania wahadłowego zestawiono w tabl. 1.

W celu przeprowadzenia obliczeń metodą schodkową wyniki badań zestawiono w tabl. 2.

Obliczenie granicy wytrzymałości zmęczeniowej Z_{rc} można wykonać na podstawie próbek pękniętych, nie pękniętych, wszystkich z metody schodkowej od 2 do 16 lub analitycznie wg wszystkich od 2 do 21.

Rozpatrzmy wyniki obliczeń wg każdego z ww. wariantów.

• Wg próbek pękniętych

Wartość szacunkową \bar{X} średniej wartości Z_{rc} obliczamy ze wzoru [2]:

$$\bar{X} = X_0 + d \left(\frac{A_1}{N_1} - \frac{1}{2} \right) \quad (2)$$

TABLICA 1. Wyniki badań zmęczeniowych próbek ze stopu WT3-1 rozciąganych wahadłowo

Nr próbki	Naprężenie, MPa	Liczba cykli, mln	Uwagi	Nr próbki	Naprężenie, MPa	Liczba cykli, mln	Uwagi
1	330	20	—	12	350	20	—
2	350	20	—	13	370	20	—
3	370	4,3	pękła	14	390	19,6	pękła
4	350	6,4	pękła	15	370	3,5	pękła
5	330	20	—	16	350	20	—
6	350	20	—	17	450	20	—
7	370	20	—	18	480	12	pękła
8	390	20	—	19	510	0,056	pękła
9	410	4,2	pękła	20	540	16,15	pękła
10	390	1,1	pękła	21	560	0,208	pękła
11	370	5,3	pękła				

gdzie:

d — najmniejsze naprężenie w badaniach,

X_0 — różnica naprężeń na dwóch kolejnych poziomach,

$$A = \sum_{i=1}^n i r_i; B = \sum_{i=1}^n i^2 r_i$$

gdzie $i = 0, 1, 2, \dots, n$ — kolejny numer poziomu obciążenia.

Z przytoczonych w tabl. 2 danych otrzymamy: $\bar{X} = 368,6$ MPa.

Odchylenie standardowe dla \bar{X} można obliczyć z przybliżonego wzoru [2]:

$$\bar{S} = 1,62 \cdot d \left(\frac{N_1 B_1 - A_1^2}{N_1^2} + 0,029 \right) \quad (3)$$

Po podstawieniu danych z tabl. 2 otrzymamy: $\bar{S} = 27,4$ MPa

Wzór (3) jest wystarczająco dokładny, gdy jest spełniona nierówność:

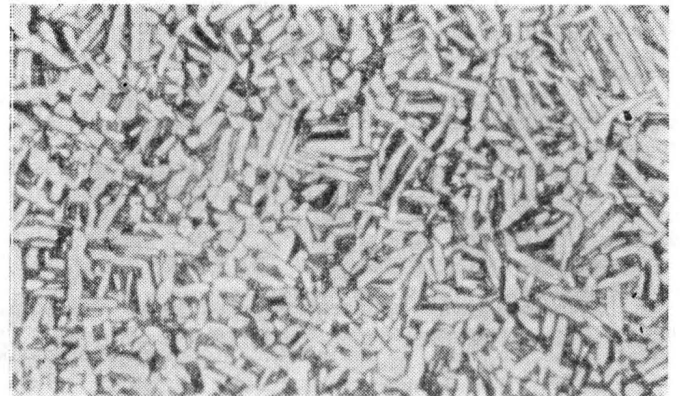
$$\frac{N_1 B_1 - A_1^2}{N_1^2} > 0,3 \quad (4)$$

W rozpatrywanym przypadku lewa strona nierówności (4) wynosi 0,81.

Błąd standardowy średniej \bar{X} można obliczyć ze wzoru:

$$S_{\bar{X}} = \frac{\bar{S}}{\sqrt{N_1}} \cdot G \quad (5)$$

zaś do określenia błędu odchylenia standardowego \bar{S} stosujemy wzór:



Rys. 1. Mikrostruktura stopu WT3-1, pow. 500×

TABLICA 2. Uporządkowane zestawienie wyników badań zmęczeniowych z tabl. 1

Poziomy naprężenie, MPa	R_i	r_i	l_i	i	$i \cdot r_i$	$i^2 \cdot r_i$	$i \cdot l_i$	$i^2 \cdot l_i$
410	1	1	0	4	4	16	0	0
390	3	2	1	3	6	18	3	9
370	5	3	2	2	6	12	4	8
350	5	1	4	1	1	1	4	4
330	2		2	0			0	0
		$N_1 = 7$	$N_2 = 9$		$A_1 = 17$	$B_1 = 47$	$A_2 = 11$	$B_2 = 21$

gdzie: R_i — łączna liczba próbek, r_i — liczba próbek pękniętych, l_i — liczba próbek nie pękniętych, i — numer kolejny poziomu naprężenia

$$S_{\bar{S}} = \frac{S}{\sqrt{N_1}} \cdot H \quad (6)$$

Wartości G i H można wyznaczyć z wykresu w [2], co pozwala obliczyć $S_{\bar{X}}$ i $S_{\bar{S}}$:

$$S_{\bar{X}} = 10,35 \text{ MPa}; \quad S_{\bar{S}} = 15,53 \text{ MPa}.$$

Względna standardowa wyniesie przy tym:

$$W_S = \frac{S}{\bar{X}} \cdot 100 = 7,4\%.$$

Na podstawie powyższych obliczeń można wyznaczyć granice przedziału ufności dla wartości średniej:

$$\bar{X} - t_{\alpha} S_{\bar{X}} \leq X \leq \bar{X} + t_{\alpha} S_{\bar{X}}$$

Przy liczbie stopni swobody $K = N_1 - 1 = 6$ dla $P = 95\%$ otrzymamy $t_{\alpha} = 2,447$ [2], zaś $t_{\alpha} S_{\bar{X}} = 25,3$ i w wyniku otrzymujemy:

$$343,25 \text{ MPa} \leq X \leq 393,89 \text{ MPa}$$

lub

$$Z_{rc} = 368,6 \pm 25,3 \text{ MPa}$$

• Wg próbek nie pękniętych (wariant ten jest mniej zalecany, ponieważ jest w nim większa liczba próbek, $N_2 = 9$).

Obliczając wg analogicznych wzorów otrzymamy:

$$342,8 \text{ MPa} \leq X \leq 386 \text{ MPa}$$

$$Z_{rc} = 364,4 \pm 21,6 \text{ MPa}$$

$$W_s = 7,7\%.$$

• Wg wszystkich próbek (od 2 do 16)

$$Z_{rc} = \frac{\sum_{i=1}^n \sigma_i}{n} = \frac{5510}{15} = 367,33 \text{ MPa} \quad (8)$$

• Analityczne określenie Z_{rc} .

Podstawiając do (1) wyniki pomiarów (σ i N) próbek 1÷21 i rozwiązując metodą najmniejszych kwadratów otrzymujemy:

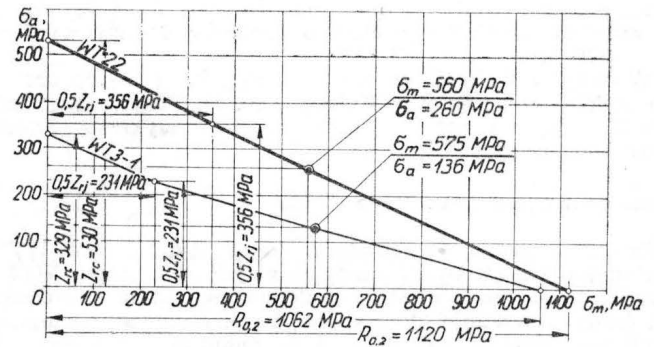
$$\sigma = 438,628e^{-0,00789N} \quad (9)$$

w którym współczynnik korelacji $r = -0,4119$. Podstawiając do (9) $N = 20$ mln otrzymamy: $Z_{rc} = 372,9 \text{ MPa}$.

TABLICA 3. Procentowa zmiana wytrzymałości zmęczeniowej dla różnych wartości m

m	Z_2/Z_1	$\frac{Z_2 - Z_1}{Z_1} \cdot 100\%$
0,20	0,832	17%
0,18	0,848	15%
0,16	0,864	14%
0,15	0,871	13%
0,12	0,896	10,5%
0,10	0,912	9%

Przytoczone wyniki obliczeń wykazują dużą zbieżność i mieszczą się w zakresie 364÷373 MPa. Do budowy wykresu zmęczeniowego można przyjąć wartość obliczoną wg (8), jako uwzględniającą największą liczbę prób przeprowadzonych w pobliżu granicy zmęczenia.



Rys. 2. Wykresy zmęczeniowe Haigha dla stopów WT3-1 i WT22

Analogiczne badania i obliczenia przeprowadzone przy rozciąganiu tętniącym dodatnim dały następujące wyniki:

- wg próbek pękniętych: $Z_{rj} = 518 \pm 29 \text{ MPa}$,
- wg próbek nie pękniętych: $Z_{rj} = 511 \pm 22,7 \text{ MPa}$,
- wg wszystkich próbek: $Z_{rj} = 516,6 \text{ MPa}$,
- analityczne określenie Z_{rc} : $\sigma = 618,7 e^{-0,01N}$

dla $N = 2 \times 10^7$ $Z_{rj} = 501 \text{ MPa}$.

Podobnie jak poprzednio, wyniki obliczeń Z_{rj} poszczególnymi sposobami są zbliżone, jedynie obliczenie analityczne dało nieco niższą wartość. Do budowy wykresu można przyjąć wartość $Z_{rj} = 517 \text{ MPa}$.

Uzyskane wyniki Z_{rj} są nieco zawyżone w stosunku do wyników, które uzyskano by przy prowadzeniu badań na próbkach o średnicy 5 mm (wymagania GOST 2860-65) lub 6 mm (wymagania PN-64/H-04325). Wpływ średnicy próbki jest wyraźnie zauważalny w próbkach zmęczeniowych skręcania, nieco mniej przy zginaniu i najmniej przy rozciąganiu wahadłowym [3].

W celu określenia współczynnika o jaki należy zmniejszyć otrzymane wyniki, posłużymy się danymi badań zmęczeniowych stopu WT3-1 [4] w zginaniu obrotowym.

Wpływ średnicy próbki d na wytrzymałość zmęczeniową można opisać zależnością:

$$Z = \frac{b}{d^m} \text{ lub } b = Zd^m$$

gdzie: b , m — współczynniki.

Porównując wartości b obliczone z dwóch prób otrzymamy:

$$\frac{Z_2}{Z_1} = \left(\frac{d_1}{d_2}\right)^m \quad (10)$$

Przyjmując, że dla próbki badanej $d_1 = 2,4 \text{ mm}$, zaś dla znormalizowanej (wg PN) $d_2 = 6 \text{ mm}$, otrzymamy stosunek Z_2/Z_1 dla różnych m , jak zestawiono w tabl. 3.

Przyjmując z [4]:

$$Z_1 = 519 \text{ MPa dla } d_1 = 6 \text{ mm}$$

$$Z_2 = 489 \text{ MPa dla } d_2 = 7,5 \text{ mm}$$

określamy z (10) wartość m :

$$m = \ln \frac{Z_2 d_2}{Z_1 d_1} = 0,16.$$

Ponieważ wpływ średnicy próbki na wynik próby zmęczeniowej przy rozciąganiu jest mniejszy niż przy zginaniu, obliczony wykładnik m można zmniejszyć o ok. 25%, przyjmując $m = 0,12$.



Rys. 3. Mikrostruktura stopu WT22: a) przekrój poprzeczny, b) przekrój podłużny. Pow. 100X

Przy takim założeniu obliczone wartości Z_{rc} i Z_{rj} skorygowane do wielkości próbki o średnicy 6 mm wyniosły: $Z_{rc} = 329$ MPa, $Z_{rj} = 463$ MPa.

W oparciu o określone wartości $R_{0,2}$, Z_{rc} i Z_{rj} opracowano wykres zmęczenia Haigha (rys. 2). Przytoczone dane umożliwiają wykreślenie uproszczonego wykresu Smitha oraz Soderberga.

Badania zmęczeniowe stopu WT22

Drugim wysokowytrzymałym stopem tytanu jest WT22. Metodyka badań była analogiczna jak dla stopu WT3-1. Próbkę wycinano z obwodu walcowanego pręta o średnicy 40, który uprzednio wyżarzano dwukrotnie w następujących warunkach: 1093 K — 1 h, chłodzenie z piecem do 1023 K, wytrzymałość 3 h, chłodzenie w powietrzu, drugie wyżarzanie 873 K — 4 h, chłodzenie w powietrzu. Strukturę stopu po takiej obróbce przedstawiono na rys. 3. Właściwości mechaniczne po obróbce były następujące: $R_m = 1199$ MPa, $R_{0,2} = 1120$ MPa, $A_5 = 13\%$, $Z = 48,7\%$, $U = 3,39$ daJ/cm², 410 HB, 42 HRC.

Przeprowadzone badania i obliczenia Z_{rc} dały następujące wyniki:

- wg próbek pękniętych: $Z_{rc} = 592 \pm 26$ MPa,
- wg próbek nie pękniętych: $Z_{rc} = 596 \pm 24,5$ MPa,
- wg wszystkich próbek: $Z_{rc} = 592$ MPa.

Wyniki wszystkich obliczeń dają praktycznie takie same wyniki.

Analogiczne badania przy rozciąganiu odzerowo tętnącym i obliczenia Z_{rj} dały następujące wyniki:

- wg próbek pękniętych: $Z_{rj} = 800 \pm 26$ MPa,
- wg próbek nie pękniętych: $Z_{rj} = 796 \pm 25$ MPa,
- wg wszystkich próbek:

$$Z_{rj} = \frac{i}{n} = \frac{10,350}{13} = 796 \text{ MPa.}$$

Do budowy wykresów zmęzeniowych przyjmujemy wartości $Z_{rc} = 592$ MPa i $Z_{rj} = 796$ MPa.

Korygując powyższe wartości analogicznie jak w stopie WT3-1 (mnożąc przez 0,896, dla $m = 0,12$) otrzymamy:

$$\begin{aligned} Z_{rc} &= 530,4 \text{ MPa,} \\ Z_{rj} &= 713,2 \text{ MPa} \end{aligned} \quad (11)$$

Na podstawie (11) oraz wyznaczonej wartości $R_{0,2}$ można łatwo zbudować, analogicznie jak poprzednio, wykresy zmęzeniowe [5, 6] (rys. 2).

Wnioski

● Przeprowadzone badania wykazały, że stop WT22 ma większą wytrzymałość zmęczeniową niż stop WT3-1.

● Metoda schodkowa pozwala na uzyskanie dokładnych wartości Z_{rc} i Z_{rj} koniecznych do budowy wykresów zmęzeniowych przy użyciu niewielkiej liczby próbek.

● Przeprowadzone próby kontrolne (punkty A i B na rys. 2) wskazują na prawidłowość uzyskanych wyników, jednakże celowe wydaje się przeprowadzenie badań uściślających współczynnik m (tabl. 3).

LITERATURA

1. W. I. DIXON, A. M. MOOD: A method for obtaining and analysing sensitivity data. *Journal Amer. Statist. Ass.*, vol. 48, 1948.
2. L. M. SZKOLNIK: Metodika ustalonych ispytań. *Mietałurgija*, Moskwa, 1973.
3. B. B. CZECZULIN: Massztabnyj faktor i statisticeskaja priroda procznosti mietałow. *Mietałurgizdat*, Moskwa, 1963.
4. O. P. SOLONINA, S. G. GLAZUNOW: Zaroprocnyje titanowyje spławy. *Mietałurgija*, Moskwa, 1976.
5. Sprawozdanie nr 30/ZTM/79. Politechnika Rzeszowska, 1979 (praca nie publikowana).
6. Sprawozdanie nr 34/ZTM/PRz/80. Politechnika Rzeszowska, 1980 (praca nie publikowana).

EO/477/K/84

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Czy wywiad lotniczy Kocjana rozszyfrował tylko V-2 czy również V-1?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W br. mija 40 lat od rozszyfrowania niemieckich pocisków V przez wywiad lotniczy inż. Antoniego Kocjana. Mija też 40 lat od jego bohaterskiej śmierci oraz od śmierci jego zastępcy i następcy inż. Stefana Waciórskiego. Z okazji 40-lecia tych wydarzeń warto powrócić do tematu, zwłaszcza że wiele publikacji przedstawiało dzieje działalności wywiadu lotniczego Kocjana niezbyt jasno i niezbyt dokładnie, zaś jedyna szczegółowa publikacja, książka „Akcja V-1 i V-2” M. Wojewódzkiego (IV wyd. w 1984 r.) prezentująca liczne relacje i różne naświetlenia, nie we wszystkich sprawach stawia kropki nad i.

Dość długo było niejasne co to był wywiad lotniczy Kocjana, zwłaszcza że Kocjan zarówno kolejno jak i równocześnie pracował dla różnych komórek wywiadu, jak też ze względu na to, że wywiad lotniczy ZWZ/AK rozwijał się i działał w kilku pionach Komendy Głównej ZWZ/AK, a następnie i Delegatury. W latach 1943÷1944 istniały trzy piony wywiadu lotniczego: wywiad Wydziału Lotniczego KG AK zajmujący się głównie sprawami lotniskowymi i ruchami niemieckiego lotnictwa, wywiad Wydziału Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego KG ZWZ (a od jesieni 1943 r. podległy Delegaturze), zbierający dane o produkcji zakładów przemysłowych oraz wywiad II Oddziału (Wywiadu) KG AK, w którym sprawami lotnictwa, prócz ogólnej siatki wywiadowczej i siatek specjalnych, jak np. Lombard, zajmowało się Biuro Studiów Gospodarczych (Przemysłowych), a w nim Referat Motorowy (Lotniczy i Pancerny) kierowany przez Antoniego Kocjana. Można

powiedzieć, że komórka Kocjana była przeznaczona do zadań specjalnych związanych z nowymi pracami prowadzonymi przez przemysł lotniczy, a w końcowej fazie swej działalności skoncentrowała się, wg ówczesnej terminologii, na bombach latających.

Wywiad lotniczy Kocjana stoczył dwie walki z tajemniczymi broniami hitlerowskimi. Pierwsza była zakończona zbombardowaniem ośrodka doświadczalnego V-1 i V-2 (oraz wytwórni V-2) w Peenemünde na wyspie Rugii niedaleko Szczecina. Akcja ta rozpoczęła się na przełomie lat 1942/1943 uzyskaniem informacji o tajemniczych pociskach niemieckich wypróbowywanych nad Bałtykiem. Pierwsza próba rakiety V-2 odbyła się w Peenemünde 6 czerwca 1942 r., a pierwszy udany lot 3 października 1942 r., natomiast pierwsza próba V-1 na początku grudnia 1942 r., zaś pierwszy start z wyrzutni 24 grudnia 1942 r. Ponieważ wywiad Kocjana zaczął zajmować się tajemniczymi broniami od początku 1943 r. — świadczy to o dość szybkim dotarciu informacji do polskiego wywiadu. Działalność wywiadowczą na terenie Peenemünde prowadziła grupa Poznań-Pomorze wywiadu Lombard (kierownictwo: Stefan Ignaszak i Bernard Kaczmarek) przez swoją komórkę Bałtyk 303 (Augustyn Träger i Roman Träger) w Bydgoszczy. Zasluga Kocjana było docenienie informacji, doprowadzenie do uzyskania szczegółowych danych o bazie w Peenemünde (wraz z planami bazy) i przekazanie raportu, który przez radio i przez kurierów był w czerwcu 1943 r. przekazany do Sztabu Naczelnego Wódza do Lon-



Rys. 1. Inż. Antoni Kocjan — kierownik Referatu Lotniczego Biura Studiów Przemysłowych Wywiadu

dynu i stamtąd Anglikom. Po potwierdzeniu informacji zawartych w raporcie zdjęciami lotniczymi wykonanymi przez brytyjskie samoloty (znany fakt odnalezienia V-1 na zdjęciach przez Smith-Babington) — zapadła decyzja zbombardowania bazy. Nocą z 17 na 18 sierpnia 1943 r. 597 bombowców brytyjskich zrzuciło 1937 bomb na Peenemünde, powodując poważne uszkodzenie bazy. W wyniku tego zarówno przeniesiono produkcję V-2 (do podziemnej wytwórni Dora k. Nordhausen w górach Harzu), jak i bazę doświadczalną V-1 i V-2. Zbombardowanie Peenemünde opóźniło użycie obu tajnych broni o pół roku. Gen. D. Eisenhower napisał później: „Gdyby się Niemcom udało udoskonalić te nowe bronie o sześć miesięcy wcześniej i wprowadzić je do akcji w odpowiedniej chwili, to jest rzeczą prawdopodobną, że nasza inwazja na Europę napotkałaby olbrzymie trudności i w pewnych okolicznościach mogła się stać niemożliwą... musiałaby być spisana na straty”. Był to pierwszy sukces polskiego wywiadu lotniczego kierowanego przez A. Kocjana.

Druga walka komórki wywiadowczej Kocjana dotyczyła rozszyfrowania konstrukcji bomb latających V. Terenem tej walki były ziemie polskie, gdyż Niemcy poligon swych pocisków V przenieśli w listopadzie 1943 r. do Blizny-Pustkowa między Mielcem a Kolbuszową.

Aby zrozumieć trud podejmowany przez polski wywiad lotniczy, należy odpowiedzieć sobie na następujące pytania: co było tajemnicą techniczną w broniach V, co dało



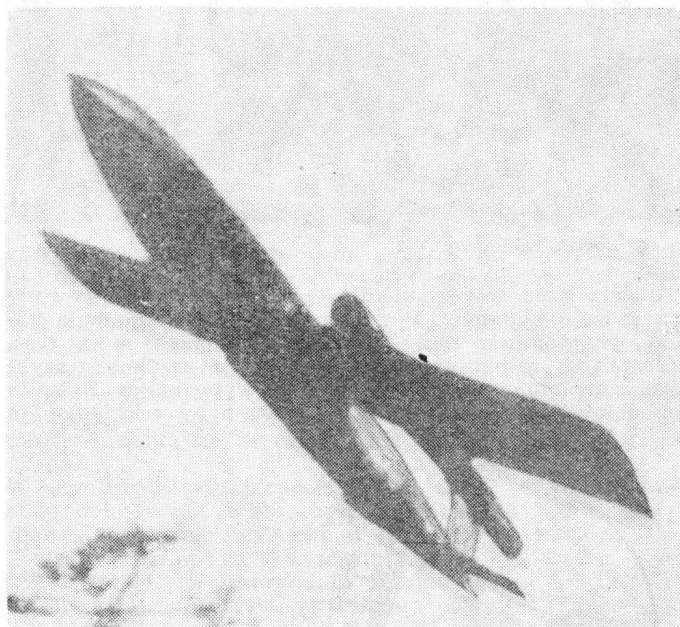
Rys. 2. Inż. Stefan Waciórski — zastępca, a później następcą A. Kocjana

się rozszyfrować na podstawie szczątków oraz niewypałów i co mogło to dać aliantom?

W każdej nowej broni, dopóki nie została użyta, tajemnicą jest jej skuteczność, czyli zasięg działania i siła rażenia zależna od rodzaju i masy głowicy bojowej. Następnie ważna jest możliwość przeciwdziałania broni, czyli szansa znalezienia jej słabych stron i opracowania metod zwalczania. W końcu ważne są nowe rozwiązania techniczne, których znajomość pozwala na skonstruowanie analogicznej broni, a jest to naturalne dążenie każdej z walczących stron, niezbędne do osiągnięcia równowagi sił.

Stąd ważna była znajomość miejsc startu i upadku pocisków V, pozwalająca określić ich zasięg. Ważna była także masa ładunku wybuchowego i rodzaj użytego materiału wybuchowego. Do tego momentu żadna armia nie stosowała ani strategicznych (dalekiego zasięgu) bomb latających, ani rakiet balistycznych. Dlatego ważne było poznanie zarówno ich możliwości, jak i zasad ich działania: sposobu startu, toru i prędkości lotu, sposobu sterowania (pilotem automatycznym czy za pomocą radia). Wiadomości na te tematy określały rodzaj zagrożenia i ewentualne kierunki obrony. Interesująca była także sprawa użytego silnika i zastosowanych paliw.

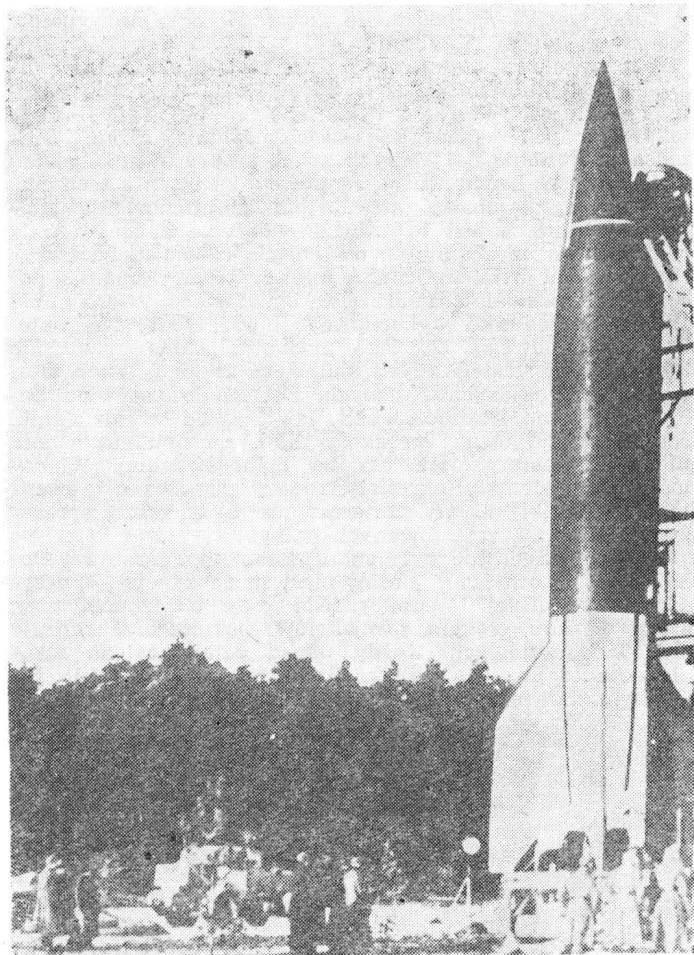
W owym czasie nie były znane samoloty odrzutowe. Dopiero były prowadzone próby pierwszych typów — oczywiście w wielkiej tajemnicy. Nie były też znane, poza bardzo wąskim gronem specjalistów, poszczególne rodzaje silników odrzutowych. Każdy napęd działający na zasadzie odrzutu nazywano reakcyjnym lub niezbyt ściśle rakietywnym, bowiem powszechnie znane były tylko rakiety



Rys. 3. Pocisk latający V-1

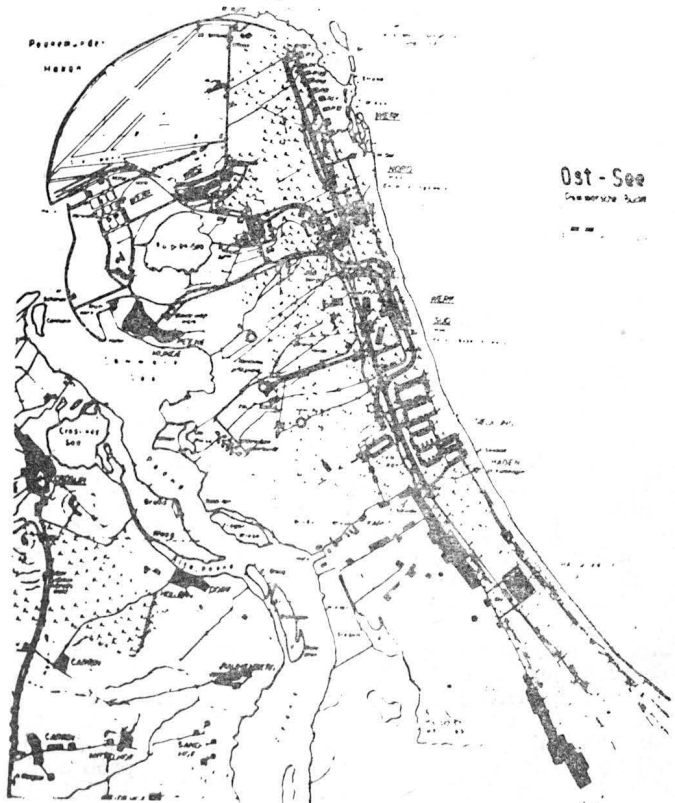
prochowe (w postaci ogni sztucznych, rakiet sygnalizacyjnych i małych pocisków rakietywnych). W publikacjach fantastyczno-naukowych i naukowych wspomniano o możliwości zbudowania rakiety księżycowej na paliwo płynne. Silniki strumieniowe, pulsacyjne i turboodrzutowe można było spotkać w opisach patentowych, lecz należały do plejady licznych pomysłów, o realności których na ogół jeszcze nie wiedziano co sądzić. Stąd ich zasady działania były znane tylko tym, którzy eksperymentowali w tej dziedzinie. Natomiast dla większości inżynierów lotniczych „rakietywny” i „reakcyjny” oznaczało to samo, zaś słowo „odrzutowy” jeszcze nie było w użyciu. Silniki pocisków V i użyte do nich paliwa były zagadką. Nieznajomość niektórych koncepcji technicznych z dziedziny silników pulsacyjnych i rakietywnych niewątpliwie utrudniała naszemu wywiadowi rozszyfrowanie napędu broni V, a zwłaszcza V-1.

Anglicy przypuszczając, że zasięg niemieckich tajemniczych broni jest niezbyt duży (najwyżej 200÷300 km) słusznie sądzili, że Hitler użyje ich przede wszystkim przeciw Anglii. Mogły one sparaliżować planowane lądowanie wojsk sojuszniczych we Francji. Dlatego, gdy z okupowanej Polski nadeszły informacje o prowadzeniu prób bomb latających — zwrócili się z prośbą o zebranie danych na ich temat. Wywiad ZWZ-AK od listopada 1943 r. do wiosny 1944 r. prowadził intensywne obserwacje poligonu



Rys. 4. Pocisk raketowy V-2

w Bliźnie oraz miejsc upadku pocisków. Zaobserwowano dwa rodzaje pocisków. Pierwszy, który nazwano małą rakieta, przypominał mały samolot z płomieniem z tyłu. Startował on ze skośnej wyrzutni, leciał z prędkością szybkiego samolotu i spadał na ziemię wybuchając. Była to bomba latająca V-1, którą dziś nazwano by uskrzydłym

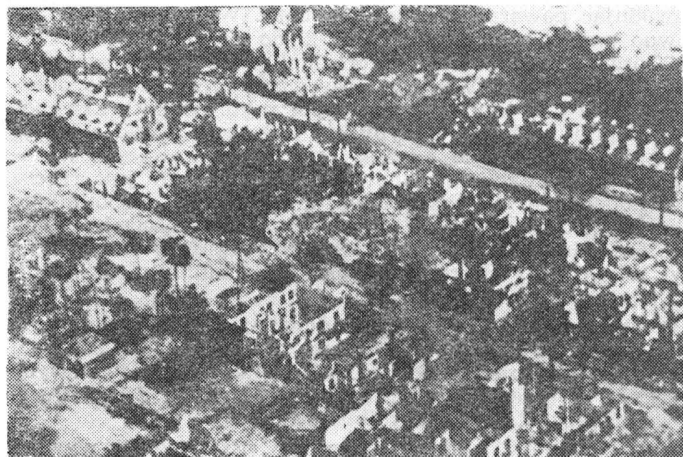


Rys. 5. Baza doświadczalna w Peenemünde (plan niemiecki)

pociskiem kierowanym. Drugi pocisk ustawiano do startu pionowo, wznosił się on w górę i znikał z oczu. Była to rakiet balistyczna V-2. Aby rozszyfrować konstrukcję pocisków, zaczęto zbierać ich odłamki i resztki pozostałe po wybuchach. Niestety partyzantka AK zbierająca szczątki (w ostrym współzawodnictwie z wojskiem niemieckim) przeważnie nie określała rodzaju pocisku, z którego one pochodziły. Często króć dowiadywano się o wybuchu, lecz nie było możliwości stwierdzenia czy ktoś widział spadający pocisk. To ogromnie utrudniało pracę komórce Kocjana.

Co mogło pozostać z pocisków, które wybuchły? Dziś, znając konstrukcję V-1 i V-2, możemy to określić dość dokładnie. W V-2 urządzenia sterownicze (piloty automatyczne ewentualnie radiostacja) znajdowały się w przodzie pocisku, blisko materiałów wybuchowych, które powodowały zupełne ich zniszczenie. Natomiast istniała duża szansa zachowania elementów najbardziej oddalonych od ładunku, czyli tylnej części stateczników ze sterami aerodynamicznymi oraz fragmentów dyszy wylotowej z grafitowymi sterami gazowymi (pracującymi w strumieniu gazów odrzutowych). Natomiast pocisk V-1 miał urządzenia sterujące w tylnej części kadłuba, stąd przy wybuchu mogły się zachować elementy radiostacji i pilota automatycznego. Możliwe, że w stanie zgniecionym można było znaleźć część silnika pulsacyjnego, lecz jego większą część stanowiła rura blaszana, która po poważnym uszkodzeniu była tylko kawałkami blachy.

Wśród pocisków znalazły się niewypały. Do nich m.in. zaliczają się egzemplarze doświadczalne wyposażone w aparaturę badawczą w miejsce ładunku wybuchowego. W przypadku zdobycia niewypału V-1, który znurował i rozbił się jak samolot, istniała możliwość uzyskania większości jego elementów, tylko że w stanie uszkodzonym. Inaczej przedstawiała się sprawa niewypału V-2. Ra-



Rys. 6. Peenemünde po bombardowaniu 17.8.1943 r.

kieta ta, spadająca z wysokości ok. 90 km bardzo stromo z prędkością 1000 km/h, musiała zawsze zmiażdżyć się przy uderzeniu o ziemię. Przy takim uderzeniu przód rakiety z urządzeniami sterowniczymi (pilotami automatycznymi) oraz zbiorniki ulegały kompletnemu zniszczeniu spełniając rolę amortyzatora uderzenia dla pozostałych części rakiety. Natomiast cała tylna część rakiety, tj. usterzenie, silnik, turbopompa i instalacje tej części, przeważnie ulegały tylko częściowemu uszkodzeniu. Dość trudnym problemem było ustalenie rodzaju paliw stosowanych do pocisków. Z rozbitych pocisków V-2 zarówno płynny tlen, jak i spirytus bardzo szybko parowały i to bez śladów. Natomiast zachowywały się resztki paliwa stosowanego do turbopompy: perhydrołu (H_2O_2) oraz $KMnO_4$. Płynny tlen został wykryty dzięki obserwacji transportów przybywających do Bliźni; cysterny miały oszronione zawory. Natomiast transport spirytusu, podobnie jak benzyny do V-1, był trudny do zauważenia. Rozszyfrowanie urządzeń radiowych utrudniało to, że nie było wiadomo, które elementy stanowią wyposażenie pomiarowe egzemplarzy doświadczalnych, a które należą do układu sterowania pociskami.

Próby V-1 z poligonu w Bliźnie zakończyły się w maju 1944 r., natomiast próby V-2 ciągnęły się do lipca. Wywiad Kocjana dostarczył wiosną sporo meldunków fragmentarycznych o obu pociskach i jeden szerszy o V-1. W dniu 12 czerwca 1944 r. pierwszy pocisk V-1 spadł na Wielką Brytanię, a od 15 czerwca nastąpiły zmasowane ataki na Londyn. Od tej chwili nie były już Anglikom potrzebne informacje o V-1, gdyż w niedługim czasie zdobyli niewy-

pały tych pocisków, które wylądowały w stanie nieuszkodzonym w Anglii.

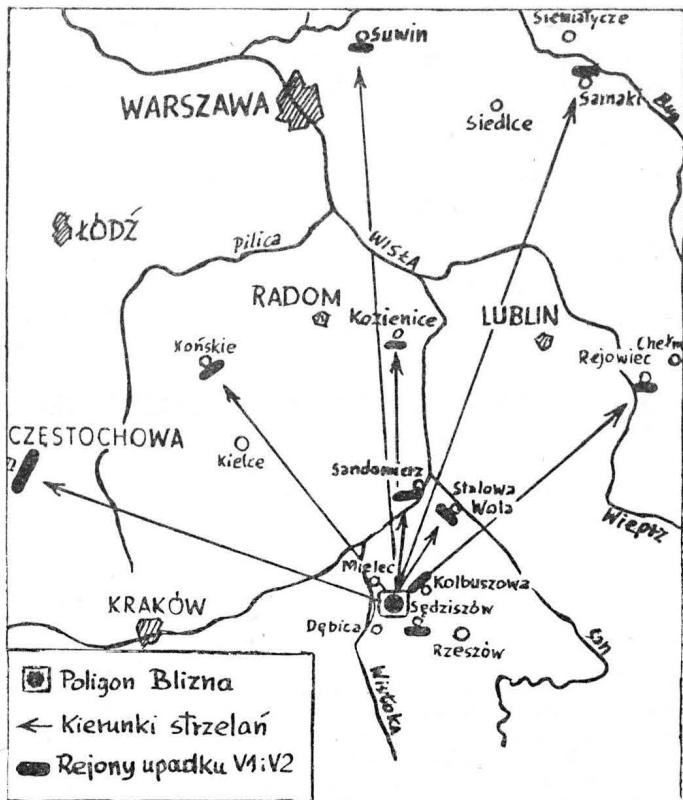
Wiosną 1944 r. KG AK przygotowywała się do zdobycia V-2 z transportu kolejowego jadącego do Mielca. Akcją tę odłożono na czerwiec, lecz wówczas okazała się niekoniieczna, bowiem 20 maja w Sarnakach nad Bugiem (w Siedleckim) spadł niewypał V-2, który oddział AK zepchnął do Bugu, a po ustaniu poszukiwań przez Niemców wyciągnął jego tylną część i przewiózł wybrane elementy do Warszawy. Wtedy na komórkę wywiadu zajmującą się bombami latającymi spadł cios. 1 czerwca 1944 r. Antoni Kocjan został aresztowany w związku z wykryciem drukarni Tajnych Wojskowych Zakładów Wydawniczych Nr 4 mieszczącej się w podziemiach przedwojennych warsztatów szybowcowych Kocjana na skraju Pola Mokotowskiego (w miejscu, gdzie dziś stoi budynek Głównego Urzędu Statystycznego). A. Kocjan, przewieziony na Szucha, a następnie na Pawiak, został w więzieniu zdradzony przez łączniczkę, która go znała z działalności przy produkcji granatów. Mimo katowania nie wydał nikogo ani z zakładów produkcji broni, ani z tajnych wydawnictw, ani z działalności lotniczo-rakietowej (o której Niemcy nie wiedzieli). Zginął zamordowany na Pawiaku 13 sierpnia 1944 r.



Rys. 7. Poligon doświadczalny Blizna-Pustków (brytyjskie zdjęcie lotnicze)

Zastępcą i prawą ręką Kocjana był inż. Stefan Waciórski, instruktor harcerski, pilot szybowcowy i samolotowy. Po aresztowaniu A. Kocjana został on szefem komórki wywiadu rakietowego. W czerwcu 1944 r. zorganizował on przeprowadzenie ekspertyz elementów pocisków, ich urządzeń radiowych i paliw przez profesorów Politechniki Warszawskiej: Józefa Zawadzkiego, Janusza Groszkowskiego (radiotechnika), Marcelę Struszyńskiego (paliwa) i Bohdana Stefanowskiego (termodynamika). S. Waciórski na podstawie elementów pocisków (V-2) sporządził rysunki i schematy oraz korzystając z ekspertyz profesorów opracował raport nt. obu pocisków (nazywanych małą i dużą rakieta) zawierający opis wszystkich zdobytych części wraz z fotografiami. Niektóre ważniejsze elementy przygotowano do wysyłki do Anglii wraz z raportem, który był gotowy 7 lipca 1944 r.

Do przesłania meldunku wyznaczono Jerzego Chmielewskiego, byłego szefa Biura Studiów Gospodarczych, który od jesieni 1942 r. był więziony w Oświęcimiu, a wiosną 1944 r. został zwolniony, z obowiązkiem meldowania się

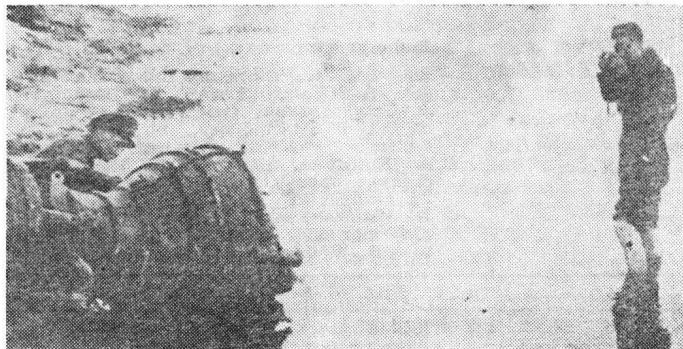


Rys. 8. Rejony upadków V-1 i V-2 (wg rys. M. Wiśniewskiego). Średni zasięg (Częstochowa, Końskie, Kozienice, Rejowiec) odpowiada możliwościom V-1, zaś daleki zasięg (Suwin, Sarnaki) — możliwościom V-2

co tydzień na Gestapo. Uznano, że wysłanie go za granicę usunie go sprzed oczu Niemców, zaś jako członek tegoż zespołu wywiadowczego łatwo zapozna się z treścią raportu. J. Chmielewskiego wraz z raportem i wybranymi elementami V-2 przetransportowano w okolice Tarnowa, gdzie k. wsi Wał Ruda nocą z 26 na 27 lipca 1944 r. wylądował samolot C-47 Dakota (startujący z Brindisi we Włoszech), który zabrał ów cenny ładunek. Lądowanie samolotu miało kryptonim Akcja III Most. Start samolotu odbył się w dość dramatycznych warunkach, gdyż koła samolotu ugrzęzły w wilgotnej łące i gdy już zamierzano podpalić samolot — udało się ostatnia próba wyjechania z błota po deskach.

W chwili gdy polski raport dotarł do Londynu, równocześnie dotarły do Anglii części rakiety V-2, która przypadkowo spadła bez wybuchu w Szwecji. Pierwsze pociski V-2 spadły na Londyn 8 września 1944 r. Inż. Stefan Waciórski walczył w Powstaniu Warszawskim, w którym zginął w ostatnich dniach września.

Wśród autorów piszących o Akcji V-1 i V-2 dość długo były zdania podzielone co do tego, jakie pociski próbowano w Bliznie oraz jaki pocisk został zdobyty przez wywiad AK pod Sarnakami. Angielski film „Oni ocalili Londyn” pokazywał zdobycie pocisku V-1. Podobnie przedstawiała sprawę pierwsze nasze publikacje powojenne oparte na informacjach angielskich. Raport o bombach latających, opracowany na początku lipca 1944 r. przez inż. Stefana Waciórskiego, opisuje tak charakterystyczne elementy V-2, jak stery gazowe, turbinę napędzającą pompę czy elektrohydrauliczne serwomotory sterów oraz paliwo turbopompy:



Rys. 9. Silnik V-2 wydobyty z Bugu we wrześniu 1944 r. przez specjalistów brytyjskich

cd. na III s. okł.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Samoloty dla LOT-u	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców w 1982 i 1983 r.; Liczba prototypów oblatanych w 1982 r.	3
A. Malski: Oszczędnościowa regulacja w locie składu mieszanki palnej silników tłokowych	4
S. Popowski, A. Solik: Przetworniki przyspieszeń liniowych do układów nawigacji bezwładnościowej (I)	5
PROTOTYPY: Beech Aircraft Starship 1	9
POMOCE KONSTRUKCJE A. Szot: Badania statyczne konstrukcji lotni- czych (I)	10
KARTOTEKA TLiA: Robin ATL	15
Lockheed TR-1	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (VI)	19
PROTOTYPY: Swearingen SX300	20
Nowa wersja silnika Dart	20
MLS — następcą ILS	21
V.2500 — silnik międzynarodowy	21
Rodzina silników RTM.322	22
MAGAZYN TECHNOLOGA M. Gliwa: Kruchość stopów żelaza. Cz. I. Wpływ składu chemicznego na kruchość stopów żelaza	23
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	25
J. Lunariski, J. Nyklewicz, A. Wójcik: Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu WT-3-1 i WT22 przy rozciąganiu wahadłowym i tętniącym	26
A. Glass: Czy wywiad lotniczy Kocjana rozszyfrował tylko V-2, czy rów- nież V-1? (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty szkolne DH 82A Tiger Moth — rys. K. Cieślak

MALSKI A.: Oszczędnościowa regulacja w locie składu mieszanki silników tłokowych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 11, s. 4

W artykule podano metodę regulacji w locie składu mieszanki palnej silników tłokowych zapewniającą znaczne zmniejszenie zużycia paliwa bez niebezpieczeństwa przegrzewania silnika i niszczenia zaworów wylotowych.

POPOWSKI S., SOLIK A.: Przetworniki przyspieszeń liniowych do układów nawigacji bezwładnościowej (I). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 11, s. 5

W artykule przedstawiono lotnicze przyspieszeniomierze stosowane w układach nawigacji bezwładnościowej. Omówiono przyspieszeniomierze o strukturze otwartej i zamkniętej z zawieszeniem sprężystym. Zestawiono i porównano charakterystyki tych przyrządów.

GLIWA M.: Kruchość stopów żelaza. Cz. I. Wpływ składu chemicznego na kruchość stopów żelaza. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 11, s. 23

Na podstawie danych literaturowych omówiono wpływ pierwiastków międzywęzłowych i stopowych oraz zanieczyszczeń na przejściową temperaturę kruchości na zimno stopów żelaza.

LUNARSKI J., NYKLEWICZ J., WÓJCIK A.: Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu WT3-1 i WT22 przy rozciąganiu wahadłowym i tętniącym. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 11, s. 26

W artykule przedstawiono wyniki badań zmęczeniowych stopów tytanu WT3-1 i WT22 przy rozciąganiu wahadłowym i tętniącym, które umożliwiają zbudowanie wykresów zmęczeniowych. Podano metodykę badań na małych próbkach metodą schodkową, sposób korygowania wyników badań do wartości znormalizowanej próbki oraz sposób oszacowania dokładności przeprowadzonych badań.

GLASS A.: Czy wywiad lotniczy Kocjana rozszyfrował tylko V-2, czy również V-1? TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 11, s. 28

W związku z 40-leciem akcji V-1 i V-2 przypomniano przebieg dwóch akcji przeciw tym pociskom, przeprowadzonym przez polski wywiad lotniczy: pierwszej polegającej na wykryciu bazy raketowej w Peenemünde w 1943 r. i drugiej w 1943 r., mającej na celu rozszyfrowanie konstrukcji pocisków. Przy okazji wyjaśniono sprawę prowadzenia z Blizny prób zarówno V-1, jak i V-2.

cd. na II s. okł.

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kolodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Mistörek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0930-1300/84. Nakład 6400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. T-52.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—,

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

Nowe władze NOT

Naczelna Organizacja Techniczna ma nowe władze. Przewodniczącym Rady Głównej NOT jest prof. Janusz Szosland, prezesem NOT — prof. Jan Kaczmarek, zaś sekretarzem generalnym — mgr inż. Kazimierz Wawrzyniak.

Nowe kierownictwo Sekcji Lotniczej SIMP

Na pierwszym w nowej kadencji posiedzeniu członków Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w dniu 13 czerwca br. podjęto decyzję, że należy wybrać trzech wiceprzewodniczących Zarządu (ze względu na liczbę i wagę zadań branżowych stojących przed Zarządem Sekcji). Po dyskusji na wiceprzewodniczących zostali wybrani kolejdy:

— mgr inż. Jerzy Horbaczewski, który będzie prowadził sprawy ogniw terenowych Sekcji,

— mgr inż. Tadeusz Królikiewicz, który zajmie się sprawami wydawniczymi, muzealnictwem lotniczym i propagandą,

— prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz, który będzie zajmował się naukowo-technicznymi, sekcijnymi imprezami lotniczymi.

Terminy zebrań Zarządu SL SIMP

Ustalono, że zebrania członków Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP będą odbywać się regularnie w pierwszą środę każdego miesiąca od godz. 14 w sali im. prof. H. Mierzejewskiego (dawniej sala „S”) w Domu Technika NOT w Warszawie (ul. Świętokrzyska 14a, V piętro).

Zebrania plenarne Zarządu Sekcji będą zwoływane co 3 miesiące.

Kursy hydrauliki lotniczej

Dolnośląski Ośrodek Doskonalenia Kadr (ul. Świerczewskiego 74, 50-020 Wrocław, tel. 44-81-26) nadesłał informację ofertową nt. lotniczych kursów specjalistycznych spełniających wymagania kwalifikacyjne specjalizacji inżynierów wg Uchwały nr 66 Rady Ministrów z dn. 6 czerwca 1983 r. (Mon. Pol. nr 24, poz. 131).

SIMP-DODK przyjmuje zgłoszenia na następujące kursy:

— Budowa i eksploatacja lotniczych układów paliwowo-regulacyjnych (20 godz. wykładów i ćwiczeń z układów silników tłokowych i turbinowych),

— Budowa i eksploatacja lotniczych układów hydraulicznych (200 godz. nt. układów hydraulicznych i śmigłowcowych).

Kursy będą trwały 5,5 miesiąca i będą odbywały się w Kombinacie PZL-Hydral w 5 sesjach pięciodniowych. Koszt kursu — 7500 zł.

Narada w Kombinacie PZL-Hydral

W maju br. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu, kierownictwo przedsiębiorstwa oraz Ośrodek Doskonalenia Kadr SIMP zorganizowały naradę nt. „Aktualne problemy budowy i eksploatacji produkowanych i przygotowywanych do produkcji lotniczych układów hydraulicznych i paliwowo-regulacyjnych”. W naradzie uczestniczyło 43 przedstawicieli reprezentujących 23 instytucje. Wygłoszono cztery referaty:

— „Ocena stanu dotychczasowej eksploatacji osprzętu i zadania użytkowników w odniesieniu do nowej generacji wyrobów z pozycji producenta”,

— „Nowe kierunki opracowań technicznych osprzętu hydraulicznego i aparatury paliwowo-regulacyjnej”,

— „Problemy żywotności wyrobów i jej ustalanie”,

— „Stan, potrzeby i perspektywy stosowanych w lotniczych układach hydraulicznych i paliwowych gum, cieczy roboczych i paliw”.

Materiały na naradę miały charakter poufny i zostały przekazane uczestnikom narady za pokwitowaniem. Komplet materiałów przekazano do Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego PZL, Instytutu Lotnictwa, STL-MON, DWLot i ITWL.

Podajemy niektóre wnioski z narady:

— przyspieszyć rozbudowę bazy badawczej w PZL-Hydral i rozszerzyć zakres prowadzonych prac o charakterze wyprzedzającym w instytutach branżowych,

— przyspieszyć badania nad nowymi mieszankami gumowymi i tworzywami do układów hydraulicznych i paliwowych oraz opłnować produkcję nowych cieczy hydraulicznych i paliw,

— usprawnić system przepływu informacji dot. eksploatacji pod kątem oceny niezawodności pracy,

— zwrócić szczególną uwagę na stan zanieczyszczeń układów hydraulicznych zarówno w produkcji, jak i w eksploatacji,

— przyspieszyć prace nad opracowaniem i wdrożeniem systemów diagnostyki wyrobów i układów w procesie eksploatacji, — doskonalic i ujednolitic metody prób resursowych z uwzględnieniem statystycznej oceny wyników,

— podjąć prace nad opracowaniem tablic intensywności uszkodzeń dla typowych elementów układów paliwowo-regulacyjnych i hydraulicznych.

Posiedzenie Zespołu Historii i Muzealnictwa Lotniczego

12 czerwca br. odbyło się kolejne posiedzenie Zespołu Historii i Muzealnictwa

Lotniczego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z udziałem siedmiu członków Zespołu. Obrady, które miały doprowadzić do opracowania wstępnego planu działania Zespołu, prowadził przewodniczący Zespołu kol. Tadeusz Królikiewicz.

Zespół zamierza przede wszystkim uporządkować sytuację Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Nowy dyrektor tej placówki, były oficer lotnictwa Wacław Kiściński, zapoznał zebranych z lokalnymi trudnościami Muzeum (brak pracowników — brak etatów, niedostateczna powierzchnia wystawiennicza i magazynowa, zły stan nie konserwowanych ekspozycji, zaległości w bibliotece i archiwum, nie ogrodzony teren, niezbędne remonty budowlane). Muzeum jest dotowane z funduszu rozwoju kultury, lecz dotacja ta jest zmniejszona o wpływy z biletów wstępu!

W tych warunkach trudno dziwić się, że nie realizuje się scenariusza ekspozycji w układzie historycznym. Co dotychczas zrobiono? Zorganizowano komórkę techniczną, która ma zająć się konserwacją ekspozycji, dla ciężkich samolotów organizuje się stoiska na zewnątrz (niestety) hangaru, grozi się teren, przystępuje do remontu dachu, współpracuje z sąsiedami, do wielu prac porządkowych wzywa się jednostki wojskowe.

Członkowie Zespołu zwrócili uwagę na brak współpracy kierownictwa Muzeum z Radą Naukową, powołaną na potrzeby tej instytucji. Rada Naukowa Muzeum, dzięki swemu autorytetowi, mogłaby pomóc Muzeum.

Zebrani ustalili, że perspektywiczny program działania Zespołu Sekcji Lotniczej powinien obejmować:

— starania o powiększenie krytej powierzchni muzealnej (ewentualnie utworzenie filii Muzeum),

— starania o wprowadzenie historycznego ciągu w uszeregowaniu ekspozycji w MLiA,

— działania w celu zapewnienia remontu unikalnych samolotów muzealnych,

— działania zmierzające do gromadzenia drobnych ekspozycji oraz zabezpieczenia i uporządkowania archiwaliów lotniczych,

— starania o zorganizowanie Towarzystwa Przyjaciół Muzeum Lotnictwa.

Doraźnie należy wykorzystać plon dyskusji na spotkaniach członków Zespołu i koleżeńskich — „okrągłego stołu”, zorganizować spotkanie z dziennikarzami, wreszcie rozwinąć współpracę z kierownictwem Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, muzeami środowiskowymi oraz Radą Naukową Muzeum.

mgr inż. W. Zaremba

cd. ze s. 31

perhydrol i nadmanganian potasu. Natomiast trudno jest ustalić, do którego z pocisków (V-1 czy V-2) należała zdobyta radiostacja, choć dziś można przypuszczać, iż była ona od V-1. Z Bugu niewątpliwie wydobyto tył rakiety V-2. Silnik raketowy od V-2 wyciągnęła z Bugu także brytyjska delegacja techniczna we wrześniu 1944 r. Również taki silnik był wydobyty z Bugu w 1965 r. przez warszawskich pletwonurków.

Natomiast co do rodzajów pocisków próbowanych na poligonie w Bliźnie, to nie ulega wątpliwości, że zimą 1943/1944 r. i wiosną 1944 r. były próbowane pociski V-1. Na Wielkanoc 1944 r. sam spotkałem się z relacją członka AK spod Dąbrowy Tarnowskiej, która zawierała opis skośnej wyrzutni, po której startował raketowy pocisk-samolot. Pierwsze relacje o przelocie i upadkach pocisków na pewno dotyczyły V-1 (tylko V-1 mogła być widoczna przed upadkiem i przypominać samolot). Fotografie Bliźny wyko-

nane z brytyjskiego samolotu pokazują zarówno wyrzutnię V-1, jak i V-2. Również w pozostałościach po poligonie w Bliźnie znajduje się podstawa pod skośną wyrzutnię V-1. Stąd spory o to, czy w Bliźnie była próbowana tylko V-1, czy tylko V-2 są już dziś nieaktualne. Niewątpliwie badane były oba rodzaje pocisków.

Dziś, gdy minęło 40 lat od Akcji V-1 i V-2, najwyższy już czas, by zadbać o jej upamiętnienie. Przy Klubie Seniorów Lotnictwa Aeroklubu Warszawskiego powstał niedawno Komitet Upamiętnienia Akcji V-1 i V-2, któremu przewodniczy pisarka lotnicza Maria Kann. Artysta rzeźbiarz Marek Łypacewicz wykonał projekt pomnika Akcji V-1 i V-2. Ponieważ Akcja V-1 i V-2 była kierowana przez osoby związane studiami z Politechniką Warszawską, zaś w rozszyfrowanie tajemnic pocisków duży wkład wnieśli profesyrowanie tejże Politechniki — pomnik ma stanąć naprzeciw Gmachu Głównego Politechniki na trawniku przed gmachem Elektroniki.

PZL-3S 600 HP



DHC-3 BEAVER

600 HP RADIAL ENGINE FOR AG-PLANES

- Powers the PZL-106 Kruk, Beaver AgCat, Thrush, IAR-827A, PZL-M21
- Two versions:
 - PZL-3S non-geared
 - PZL-3SR geared
- Seven-cylinder aircooled supercharged radial
- Electric starter
- 91/95 grade gasoline
- Direction of revolution: counter clockwise

Diameter 1267 mm
PZL-3S dry weight 411 kg
PZL-3SR dry weight 446 kg
Propeller PZL



MANUFACTURER:
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Rzeszów
ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, PO. Box 340, Poland
Phone: 423-71. Telex: 83411

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



PEZETEL
POLAND