

1967

12

technika
lotnicza
i astronautyczna



Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część IX

Miedź i stopy miedzi

oprac. A. Ciszewski i T. Radomski

Tablica 27. Własności technologiczne radzieckich brązów do przeróbki plastycznej

Oznaczenie brązu	Temperatura lania [°C]	Skurcz odlewniczy [%]	Temperatura obróbki plastycznej [°C]	Temperatura obróbki cieplnej (°C)		
				wyżarzanie	hartowanie	odpuszczanie
Br. OФ 6,5—0,4	1200—1300	1,45	720—780	650		
Br. OЦ 4—3	1250—1270	1,46	750	600		
Br. OЦС 4—4—2,5	1180—1190	1,46—1,59	—	600		
Br. А5	1150—1190	2,49	800—860	600—700		
Br. А7	1140—1160	—	800—850	650—700		
Br. АМц 9—2	1120—1150	1,7	800—850	650—750		
Br. АЖ 9—4	1120—1150	2,49	750—850	700—750		
Br. АЖМц 10—3—1,5	1120—1150	2,4	775—825	650—750		
Br. АЖН 10—4—4	1120—1200	1,8	850—900	700—750		
Br. Мц 5	1110—1130	1,96	800—850	700—750		
Br. Кмц 3—1	1080—1100	1,6	800—850	700—750		
Br. КН 1—3	1170—1200	—	890—910		850	45
Br. Б 2,5	1030—1060	—	780—800		770—790	290—300
Br. Б 2	1030—1060	—	780—800		765—785	310—320
Br. БНТ 1,9	1030—1060	—	780—800		760—780	310—320
Br. БНТ 1,7	1030—1060	—	780—800		755—775	320—330

TREŚĆ ZESZYTU

CONTENTS

СОДЕРЖАНИЕ

	Str.		Page		Стр.
W. Kordziński: 60 lat śmigłowców	1	W. Kordziński: 60 years of helicopter development	1	W. Kordziński: 60 лет вертолетов . .	1
W. Kordziński: Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych	6	W. Kordziński: Some problems concerning helicopter turbine engines	6	W. Kordziński: Несколько примечаний на тему турбинных вертолетных двигателей	6
K. Szumański: Obliczanie drgań swobodnych łopaty wirnika nośnego śmigłowca w polu sił odśrodkowych	11	K. Szumański: Calculation of helicopter rotor blade vibrations in the field of centrifugal forces	11	K. Szumański: Вычисление свободных вибрации лопасти подъемного ротора вертолета в поле центробежных сил	11
H. Ołtarzewski: Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych	17	H. Ołtarzewski: Anisotropy and elasticity of reinforced materials	17	H. Ołtarzewski: Анизотропия и упругость армированных материалов . .	17
O. Wołczek: Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne	23	O. Wołczek: Ion engines and interplanetary missions	23	O. Wołczek: Ионные двигатели и межпланетные путешествия	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	26	TECHNICAL NEWS	26	ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	26
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28	ON BOOKSELLER SHELVES	28	НА КНИЖНЫХ ПОЛКАХ	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część IX, Miedź i stopy miedzi (dok.) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.	DESIGNER'S DATA SHEETS: Materials used in aviation structures, part IX, Copper and copper alloys (continuation) — elab. by A. Ciszewski and T. Radomski	on cover	КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ АВИАЦИОННОЙ И АСТРОНАВТИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть IX. Медь и сплавы меди оконч. — обр. А. Ciszewski и Т. Radomski	на обл.



Mgr inż. W. KORDZIŃSKI

620.135.45

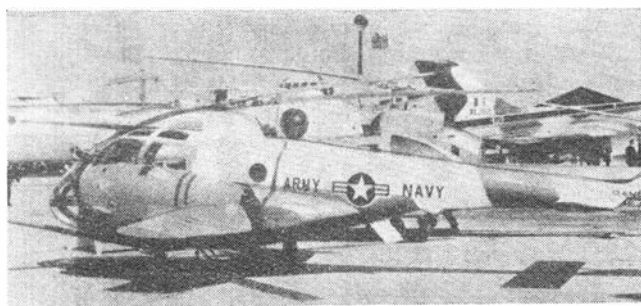
60 lat śmigłowców

Zarys rozwoju śmigłowców

Początków koncepcji śmigłowca należy szukać w starożytnych Chinach, gdzie znano zabawkę działającą na zasadzie współczesnych śmigłowcowych wirników nośnych. W Europie w okresie renesansu zagadnieniem



1. Śmigłowiec obserwacyjny Hughes OH-6A „Cayus”



2. Śmigłowiec doświadczalny ze sztywnym wirnikiem i dodatkowym napędem Lockheed XH-51A

3. Śmigłowiec szturmowy Bell AH-1G „Huey Cobra”



śmigłowca zajmował się *Leonardo da Vinci*, który opracował teoretycznie szereg podstawowych praw z tej dziedziny. Jednak dopiero w kilka wieków później odbyły się próby pierwszych śmigłowców przeprowadzone przez Francuzów *Launoy* i *Bienvenu* (1784 r.), Anglika *G. Cayley* (1796 r.) i Rosjanina *M. W. Łomonosowa*. Również w ubiegłym wieku nie brakło wysiłków zmierzających w kierunku zbudowania śmigłowca. Nie jest nawet wykluczone, że pierwszy udany lot śmigłowca odbyłby się przed lotem samolotu braci *Wright* (1903 r.), gdyby w Rosji nie wydano rządowego zakazu kontynuowania prac nad projektem *A. I. Ładygina* (1869 r.).

Za początek właściwego rozwoju śmigłowców można uznać rok 1907, w którym niezależnie od siebie przeprowadzono próby ze śmigłowcem — z czterema wirnikami w układzie poprzecznym — skonstruowanym przez braci *Breguet* oraz ze śmigłowcem — z dwoma wirnikami w układzie tandem — zbudowanym przez *P. Cornu*. Oba śmigłowce wzniosły się na wysokość 1,5 m.

W okresie tym duże zasługi w dziedzinie śmigłowców położyli Rosjanie *I. I. Sikorski* i *B. N. Juriew*. Sikorski zbudował w 1908 r. śmigłowiec z dwoma wirnikami współśrodkowymi, nie uzyskał jednak pomyślnych wyników wskutek zbyt małej mocy zastosowanego silnika. W kilka lat później śmigłowiec skonstruowany przez *Juriewa* został odznaczony złotym medalem. W Polsce zagadnieniem śmigłowców zajmował się wówczas *Cz. Tański*.

Pierwsza wojna światowa przerwała zapowiadający się pomyślnie rozwój śmigłowców. Prace na tym polu wznowiono dopiero w 1923 r., kiedy to *de la Cierva* przeprowadził pierwsze próby ze swym wiatrakowcem. Najbardziej znanymi konstruktorami śmigłowców okre-

4. Przyfrontowy śmigłowiec transportowy Boeing-Vertol CH-47A „Chinook”





5. Ciężki śmigłowiec transportowy Sikorsky CH-53A „Sea Stallion”



6. Latający dźwig Sikorsky CH-54A „Skycrane”



7. Przyfrontowy śmigłowiec transportowy Sud-Aviation SA. 330

8. Śmigłowiec wielozadaniowy ze sztywnym wirnikiem Sud-Aviation SA. 340



su międzywojennego stali się: M. van Baumhauer, C. d'Ascanio, Asboth, A. N. Czermuchin, Dorand, H. Focke, A. Flettner, N. I. Kamow i I. P. Bratuchin. Rozpoczęli również ponownie działalność starsi konstruktorzy: Breguet, Juriew i Sikorski (pracujący już wówczas w Stanach Zjednoczonych). Śmigłowce osiągnęły stosunkowo wysoki poziom techniczny: ich prędkość przekroczyła 180 km/h, pułap 7000 m, a zasięg 700 km. Zwiększyło się również bezpieczeństwo lotów.

W czasie drugiej wojny światowej największy rozwój śmigłowców zaznaczył się w Stanach Zjednoczonych, a od 1945 r. również w Związku Radzieckim, gdzie w biurze konstrukcyjnym Mila zbudowano największy z istniejących dotychczas śmigłowców.

W ostatnich latach śmigłowce znalazły szerokie zastosowanie zarówno do celów wojskowych jak i cywilnych. W dużym stopniu przyczyniło się do tego użycie do ich napędu silników turbinowych. Prędkość śmigłowców przekracza obecnie 300 km/h i istnieją możliwości dalszego jej zwiększenia (śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH-51A ze sztywnym wirnikiem i dodatkowym napędem silnikiem odrzutowym osiągnął prędkość 486 km/h). Wykazano również, że można budować śmigłowce, które pod względem zwrotności w locie z dużą prędkością nie ustępują samolotom — śmigłowiec ze sztywnym wirnikiem Lockheed 286 może wykonywać bezcki, pętle i loty plecowe.

Współczesny poziom rozwoju śmigłowców odzwierciedliła w pełni XXVII Międzynarodowa Wystawa Lotnicza i Astronautyczna w Paryżu, na której nie pokazano wprawdzie żadnych śmigłowcowych rewelacji, lecz duża ilość wystawionych typów (prawie 40) stanowiła doskonały przegląd obecnie eksploatowanych i znajdujących się w budowie śmigłowców wojskowych i cywilnych.

Współczesne śmigłowce wojskowe

Zakres stosowania śmigłowców wojskowych stale się zwiększa. Pierwotnie przewidziane do celów ratowniczych obecnie stanowią ważny rodzaj wyposażenia wojsk lądowych. Ich podstawowe zadanie polega na transporcie oddziałów wojskowych oraz materiału wojennego i zaopatrzenia, jednak w coraz większym stopniu stosowane są również do taktycznych zadań bojowych. Silne uzbrojenie (wielolufowe działka i karabiny maszynowe, pociski kierowane) połączone z dużą celnością ognia w zawisie umożliwia im skuteczne wspieranie oddziałów lądowych, a także osłonę śmigłowców transportowych. Śmigłowce bazujące na lotniskowcach są używane do zwalczania okrętów podwodnych i wykrywania pól minowych. Nowoczesne urządzenia nawigacyjne, automatyczne urządzenia pilotażowe itp. pozwalają śmigłowcom na przeprowadzanie działań we wszelkich warunkach meteorologicznych i w nocy.

Na ostatniej wystawie paryskiej szeroki wachlarz śmigłowców wojskowych pokazali Amerykanie, poczynając od lekkiego śmigłowca obserwacyjnego Hughes OH-6A, poprzez wspomniany już śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH-51A, śmigłowce szturmowe Bell „Huey Cobra” i „Iroquois”, do ciężkich śmigłowców transportowych CH-46A, CH-47A i CH-53A.

Lekki śmigłowiec obserwacyjny Hughes OH-6A „Cayus”, napędzany silnikiem turbinowym Allison T63 o mocy 317 KM, jest dostarczany od września ub.r. w dużych ilościach dla US Army (łącznie US Army ma otrzymać 3500—4000 tych śmigłowców). Przez USAF i Navy OH-6A będzie używany do zadań łącznikowych i specjalnych.

Śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH-51A jest stosowany przez USAF do prób sztywnego (bezprzegubowego) wirnika przy dużych prędkościach lotu. Napęd stanowi turbinowy silnik United Aircraft of Canada T74 (PT6) o mocy ok. 500 KM i dodatkowy — zbudowany z boku kadłuba — silnik odrzutowy Pratt and Whitney J60 o ciągu 1360 kG. Jak już wspomniano, śmigłowiec osiągnął prędkość 486 km/h. Należy podkreślić, że sztywny wirnik jest szczególnie korzystny w przypadku śmigłowców wojskowych, gdyż za-

pewniając śmigłowcowi dużą stateczność umożliwia celne prowadzenie ognia.

Nowoczesny śmigłowiec szturmowy Bell AH-1G „Huey Cobra” powstał przy wykorzystaniu ok. 80% elementów śmigłowca Bell UH-1B, który jest jedną z odmian szeroko stosowanych śmigłowców rodziny „Iroquois”. Napęd śmigłowca stanowi silnik turbinowy Lycoming T53-L-13 o mocy 1400 KM zdławionej do 1100 KM, a uzbrojenie — 4-lufowy karabin maszynowy „Minigun” o kalibrze 7,62 mm i szybkostrzelności 4000 strzałów na min. Dzięki nadaniu śmigłowcowi kształtu aerodynamicznego jego prędkość przelotowa wynosi ok. 300 km/h.

Śmigłowiec Boeing-Vertol CH-46A „Sea Knight” z dwoma wirnikami w układzie tandem i dwoma silnikami turbinowymi General Electric T58 o mocy 1250 KM jest wojskową odmianą śmigłowca pasażerskiego Boeing Vertol 107. Może zabrać na pokład 25 uzbrojonych żołnierzy i działać w dowolnych warunkach meteorologicznych.

Śmigłowiec transportowy z dwoma wirnikami w układzie tandem Boeing-Vertol CH-47A „Chinook” zabiera na pokład 44 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem. Do napędu śmigłowca służą dwa silniki turbinowe Lycoming T55-L-7 o mocy 2650 KM. W próbach znajduje się wersja CH-47B z silnikami tego samego typu, lecz o mocy 2850 KM, które zwiększą prędkość śmigłowca z 210 km/h do 250 km/h. Na początku 1968 r. ma ukazać się wersja CH-47C z silnikami o mocy 3750 KM i ze zwiększoną w związku z tym o 60% prędkością i udźwigiem. Dzięki temu ten standardowy transportowiec przyfrontowy przez długi jeszcze czas będzie odgrywał decydującą rolę w działaniach wojsk lądowych.

Sikorski CH-53A „Sea Stallion” z 6-łopatowym wirnikiem o średnicy 20 m jest obok latającego dźwigu Sikorski CH-54A największym śmigłowcem krajów zachodnich. Wyposażony w dwa silniki turbinowe General Electric T64 o mocy 2850 KM zabiera na pokład 60 uzbrojonych żołnierzy i może wykonywać swe zadania w dowolnych warunkach meteorologicznych.

Wspomniany powyżej latający dźwig CH-54A „Sky-crane” — nie wystawiony w Paryżu — jest napędzany dwoma silnikami turbinowymi Pratt and Whitney JFTD12A-1 o mocy 4050 KM, które zapewniają mu udźwig 9070 kG. Pod kadłubem śmigłowca można podwiesić w razie potrzeby kabinę z 87 w pełni uzbrojonymi żołnierzami, kabinę z wyposażeniem szpitalnym lub kabinę dowodzenia.

Francja wystawiła znany śmigłowiec transportowy Sud-Aviation „Super Frelon”, różne wersje produkowanych w dużych ilościach śmigłowców „Alouette” 2 i 3, przewidziany do francusko-angielskiej koprodukcji przyfrontowy śmigłowiec transportowy Sud-Aviation SA.330 (śmigłowiec ma dwa silniki Turbomeca „Turmo” IIIC4 o mocy 1300 KM i zabiera 16 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem) i prototyp wielozadaniowego 5-osobowego śmigłowca Sud-Aviation SA.340. Ten ostatni jest zaopatrzony w sztywny wirnik Bölkow, napędzany silnikiem turbinowym Turbomeca „Astazou” o mocy 530 KM. Śmigłowiec odznacza się smukłą sylwetką i rozwija prędkość przelotową 270 km/h. W przeciwieństwie do prototypu śmigłowiec seryjny będzie miał śmigło ogonowe wbudowane w statecznik, co jest nowością w konstrukcji śmigłowców. Dzięki sztywnemu wirnikowi czas obsługi przypadający na 1 godz. lotu zostanie zmniejszony poniżej 1 godz. Śmigłowiec ma być produkowany wspólnie przez Francję i Anglię i od 1970 r. ma zastąpić śmigłowce „Alouette” we Francji i Westland „Sioux” w Anglii.

Ekspozycja angielska obejmowała obok znanych śmigłowców Westland „Wessex”, „Whirlwind”, „Wasp” i „Scout” model lekkiego śmigłowca wielozadaniowego Westland WG-13, który od 1972 r. ma zająć miejsce śmigłowców „Wasp” i „Scout”. Godne uwagi jest uproszczenie konstrukcji wirnika wykonanego głównie z tworzyw sztucznych. Napęd stanowią dwa silniki turbinowe Bristol Siddeley BS.360 o mocy 350 KM. Specjalne urządzenie radarowe będzie umożliwiać loty przy ziemi z dużą prędkością w najbardziej niekorzystnych warunkach meteorologicznych. Oprócz wer-



9. Śmigłowiec wielozadaniowy Westland WG-13



10. Śmigłowiec do zwalczania okrętów podwodnych Westland SH-3D „Sea King”



11. Lekki śmigłowiec do zwalczania okrętów podwodnych Agusta A.106

12. Śmigłowiec pasażerski Sud-Aviation SA.321F



Współczesne śmigłowce cywilne



13. Śmigłowiec o udźwigu 11 000 kG Mi-10K



14. Śmigłowiec z wirnikami współśrodkowymi Ka-25



15. Śmigłowiec turystyczny i służbowy Hughes 500

sji obserwacyjnej, łącznikowej i ratowniczej przewidziana jest wersja do zwalczania łodzi podwodnych oraz wersja (dla armii francuskiej) do zwalczania broni pancerniej.

Poza tym Anglicy wystawili śmigłowiec Westland SH-3D „Sea King” (budowany z licencji Sikorsky SH-3A) przewidziany przez Royal Navy do zwalczania okrętów podwodnych. Prędkość przelotowa śmigłowca wynosi 260 km/h, zasięg 1100 km. Na wyposażenie jednostek ma być wprowadzony w 1969 r.

Zwalczanie okrętów podwodnych ma być również podstawowym zadaniem włoskiego lekkiego śmigłowca Agusta A.106, którego uzbrojenie stanowią dwie torpedy, a do napędu służy silnik turbinowy Turbomeca „Astazou” TAA 230 o mocy 320 KM.

W ciągu ostatnich kilku lat przewozy pasażerskie na liniach lokalnych za pomocą śmigłowców wzrosły dość znacznie, w szczególności w krajach o słabo rozwiniętej sieci drogowej i kolejowej i o małej ilości lotnisk (jako przykład można tu podać Pakistan). Należy przypomnieć, że do przewozów tych szerokie zastosowanie znalazły śmigłowce Sikorsky S-61L i S-61N (napęd dwoma silnikami turbinowymi General Electric CT58 o mocy 1350 KM, liczba pasażerów — 28, prędkość przelotowa — 225 km/h, zasięg — 440 km).

Na ostatniej wystawie paryskiej śmigłowce pasażerskie były reprezentowane przez śmigłowce Sud-Aviation SA.321F oraz śmigłowce Mila Mi-8 i Mi-6.

Śmigłowiec SA.321F jest odmianą wojskowego śmigłowca „Super Frelon”. Jego 5-łopatowy wirnik jest napędzany przez trzy silniki turbinowe Turbomeca „Turmo” IIIC3 o mocy 1400 KM. Na krótkich trasach śmigłowiec może przewozić 37 pasażerów z prędkością przelotową 240 km/h. Wyposażenie pozwala na wykonywanie lotów nocnych i w złych warunkach meteorologicznych. Duże bezpieczeństwo eksploatacji śmigłowca wynika z możliwości lotu na dwóch silnikach oraz z możliwości utrzymywania się na wodzie dzięki specjalnej konstrukcji kadłuba. SA.321F będzie stosowany również jako śmigłowiec towarowy i pasażersko-towarowy. Przewiduje się sprzedaż 100 śmigłowców.

28-miejscowy Mi-8 stosowany również jako śmigłowiec towarowy napędzany dwoma silnikami turbinowymi Izotow TB2 o mocy 1500 KM jest odpowiednikiem śmigłowca Sikorsky S-61. Przy ciężarze całkowitym 11 100 kG i ciężarze handlowym 3000 kG ma prędkość przelotową 200 km/h i zasięg 425 km. Jest wyposażony w urządzenia do lotów nocnych i w złych warunkach meteorologicznych.

Mi-6 o ciężarze całkowitym 42 500 kG, napędzany dwoma silnikami turbinowymi o mocy 5500 KM, jest w dalszym ciągu największym śmigłowcem świata. Z 65 pasażerami na pokładzie rozwija prędkość 250 km/h i ma zasięg 635 km. Mi-6 jest budowany również w wersji przeciwpożarowej o udźwigu wody 10 000 kG oraz pod oznaczeniem Mi-10K jako latający dźwig do transportu ładunków o ciężarze 11 000 kG.

Do śmigłowców pasażerskich można zaliczyć również śmigłowiec Kamowa Ka-25, którego dwa współśrodkowe wirniki są napędzane przez dwa silniki turbinowe o mocy 900 KM, oraz produkowany w Polsce śmigłowiec Mi-2.

Na wystawie paryskiej znalazła również swój wyraz tendencja rozwoju śmigłowców turystycznych i służbowych. W kategorii tej wyjątkowe miejsce zajmują amerykańskie śmigłowce Hughes 300 i 500. Pierwszy z nich, z silnikiem tłokowym Lycoming o mocy 180 KM, jest stosowany dodatkowo jako śmigłowiec rolniczy, sanitarny i transportowy. Hughes 500, zabierający na pokład 5—7 osób, został rozwinięty ze śmigłowca obserwacyjnego OH-6A. Dzięki doskonałej aerodynamice śmigłowiec ma ciężar użyteczny 623 kG przy ciężarze własnym 464 kG i rozwija prędkość przelotową 240 km/h. Jako napęd służy silnik turbinowy Allison 250-C18 o mocy 317 KM. Komfort lotu zapewnia obszerna kabina z izolacją dźwiękochłonną i klimatyzacją w połączeniu z wirnikiem o elastycznym zawieszeniu łopaty. Poważną zaletą śmigłowca stanowi duży okres między przeglądami — wynosi on 300 godz. w porównaniu do 50 godz. w przypadku samolotów.

Pozostałe amerykańskie śmigłowce turystyczne (i służbowe) to Bell 206A „Jet Ranger” z silnikiem Allison 250-C-18, o prędkości przelotowej 225 km/h i zasięgu 650 km oraz 5-miejscowy Fairchild-Hiller FH-1100 z podobnym napędem co dwa poprzednie i z automatycznym urządzeniem usztywniającym. Ten ostatni ma być zbudowany w ilości 800 sztuk.

Włosi pokazali 3-miejscowy śmigłowiec SIAI-Marchetti SH-4 z półsztywnym wirnikiem i silnikiem tłokowym Franklin o mocy 200 KM. Listę lekkich śmigłowców zamykają dwa śmigłowce zachodnoniemieckie: Bolkow BO 105 i Dornier Do 132. BO 105 jest 5-miejscowym prototypem z napędem dwoma silnikami turbinowymi MAN (dawniej BMW) 6022 o mocy 375 KM. 4-łopatowy sztywny wirnik ma łopaty wykonane z laminatu, a głowicę ze stopu tytanu. 4-miejscowy



16. Śmigłowiec turystyczny i służbowy Bell 206A „Jet Ranger”



17. Lekki śmigłowiec ze sztywnym wirnikiem Bölkow BO 105



18. Lekki śmigłowiec z ciśnieniowym napędem wirnika Dornier Do 132

Dornier Do 132, pokazany w postaci makiety, ma ciśnieniowy napęd wirnika. Przy projektowaniu śmigłowca wykorzystano doświadczenia uzyskane w czasie prób ze śmigłowcem Do 32. Gorące gazy do napędu wirnika dostarcza wytwornica będąca odmianą silnika MAN 6022.

Na wystawie brakło doświadczalnego śmigłowca Bölkow BO 46, na którym zastosowano wirnik Derschmitta.

Perspektywy rozwoju śmigłowców

W najbliższej przyszłości można oczekiwać dalszego szybkiego postępu w dziedzinie śmigłowców, gdyż obecnie nie ulega już wątpliwości, że wbrew poprzednim przewidywaniom największy ich rozwój dopiero nastąpi.

Wydaje się, że zostały już wytyczone główne kierunki rozwoju śmigłowców. W najbliższych latach należy spodziewać się szerokiego zastosowania — zarówno do celów wojskowych jak i cywilnych — szybkich śmigłowców ze sztywnym wirnikiem, małym skrzydłem i dodatkowym napędem śmigłowym. Prędkość przelotowa takich śmigłowców będzie wynosić 400÷500 km/h. Obecnie istnieje już prototyp śmigłowca wojskowego o opisanym układzie — Lockheed XH-56A, a firma Boeing-Vertol prowadzi badania rynkowe w celu określenia zapotrzebowania na zaprojektowany przez siebie szybki 90-miejscowy śmigłowiec pasażerski, który obsługiwałoby linie lokalne o długości do 400 km. Projekty śmigłowców pasażerskich tego typu opracowuje poza tym firma Lockheed (w oparciu o śmigłowiec XH-56A) i włoska firma Augusta. Należy jednak brać również pod uwagę możliwość wyparcia tego rodzaju śmigłowców przez śmigłowce z wirnikiem Derschmitta, jakkolwiek prace w tej dziedzinie są mniej zaawansowane.

Następnym etapem rozwoju szybkich śmigłowców będzie zastosowanie do ich napędu turbinowych silników odrzutowych oraz wirników chowanych w czasie lotu poziomego do kadłuba (projekty Lockheed i Sikorsky) lub wirników tworzących po złożeniu skrzydło (projekt Hughes). Śmigłowce o takim układzie będą rozwijać prędkości do 800 km/h.

Należy poza tym przewidywać wprowadzenie ciśnieniowego napędu wirników, w szczególności w przypadku bardzo dużych śmigłowców. Napęd taki zapewnia duże korzyści pod względem ciężarowym, ponieważ eliminuje mechaniczny układ przeniesienia mocy (łącznie ze śmigłem ogonowym), którego udział ciężarowy w przypadku dużych śmigłowców jest bardzo znaczny. Prace nad tym zagadnieniem prowadzą firmy Hughes i Bölkow.

Jest rzeczą oczywistą, że w międzyczasie mogą powstać nowe koncepcje w dziedzinie śmigłowców, które wywrą swój wpływ na kierunki ich dalszego rozwoju.

Artykuł opracowano wykorzystując niektóre dane zawarte w czasopiśmie *Flugwelt*, 8/67.

W. K.

CZYTELNIKOM,

AUTOROM

i SYMPATYKOM

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

Najlepsze Życzenia Świąteczne i Noworoczne

składa

Zespół Redakcyjny

Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych

W artykule omówiono niektóre zagadnienia związane z układem, gazodynamiką i sterowaniem silników turbinowych stosowanych do napędu śmigłowców, podkreślając cechy odróżniające je od turbinowych silników śmigłowych. Krótko opisano nowoczesny układ sterowania silnika Bristol Siddeley „Gnome”.

W ostatnich latach silniki turbinowe w zakresie mocy od 250 KM do mocy największych wyparły prawie całkowicie z napędu śmigłowców silniki tłokowe. Stało się to możliwe dzięki poważnym zaletom tych silników, do których należy zaliczyć mały ciężar jednostkowy, małe gabaryty i wynikającą stąd łatwość zabudowy, duże okresy międzynaaprawcze i dużą niezawodność pracy, a także — w przypadku silników dwuwałowych — korzystny przebieg momentu obrotowego.

Jakkolwiek silniki turbinowe niejednokrotnie budowane są równocześnie w wersji śmigłowcowej i śmigłowej, to jednak w stosunku do silników śmigłowcowych stawia się odrębne wymagania, wynikające z konieczności utrzymywania stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego w czasie lotu, z korzyści jakie daje jej zmniejszenie — przy możliwie małym spadku mocy silnika — w czasie pionowego startu i zawisu oraz z częstych i gwałtownych zmian mocy. Wymagania te określają najkorzystniejszy układ silnika, wpływający z kolei na jego gazodynamikę, oraz warunkują sposób jego sterowania.

W artykule nie uwzględniono turbinowych wytwornic gazu do ciśnieniowego napędu śmigłowców, gdyż jest to zagadnienie zupełnie odrębne.

Układ silnika

W związku ze wspomnianymi we wstępie wymaganiami, jakie stawia przed silnikami napęd śmigłowców, turbinowe silniki śmigłowcowe są budowane przeważnie w układzie dwuwałowym, tj. z oddzielną turbiną napędową. Jak wiadomo, układ taki pozwala na niezależną pracę — przy najkorzystniejszych prędkościach obrotowych — wytwornicy gazu i turbiny napędowej. Wynika z niego również łatwość zmian mocy silnika, dzięki możliwości zmiany prędkości obrotowej wytwornicy przy stałej prędkości obrotowej turbiny napędowej, oraz korzystny przebieg momentu obrotowego. Ta ostatnia cecha silników dwuwałowych wymaga krótkiego omówienia.

Przy stałej prędkości obrotowej wytwornicy zmniejszanie prędkości obrotowej turbiny napędowej powoduje wzrost jej momentu obrotowego, przy czym stosunek momentu maksymalnego (przy zerowej prędkości obrotowej) do momentu przy maksymalnej prędkości obrotowej osiąga w niektórych silnikach wartość 3 : 1. Dzięki temu spadek mocy turbiny napędowej w dosyć szerokim zakresie jej prędkości obrotowej jest stosunkowo nieznaczny. Ta właściwość turbinowych silników dwuwałowych odróżnia je korzystnie od silników tłokowych, a w szczególności od turbiny silników jednowałowych, umożliwiając w czasie pionowego startu i zawisu śmigłowca pracę wirnika nośnego przy

zmniejszonej — ze względu na jego sprawność — prędkości obrotowej i przy równoczesnym utrzymaniu prawie pełnej mocy silnika.

W przeciwieństwie do silników dwuwałowych silniki jednowałowe (bez oddzielnej turbiny napędowej) nie zapewniają możliwości zmiany prędkości obrotowej wirnika śmigłowca niezależnie od prędkości obrotowej silnika, co przy stosowanym systemie sterowania silników śmigłowcowych jest bardzo niekorzystne pod względem gazodynamicznym, oraz wykazują spadek momentu obrotowego (aż do zera) przy zmniejszaniu prędkości obrotowej. W związku z tym turbinowe silniki jednowałowe rzadko znajdują zastosowanie do napędu śmigłowców — wymienić tu można jedynie silniki Turbomeca „Artouste” (zabudowane na śmigłowcach SA „Alouette”) oraz śmigłowcowe odmiany silników Turbomeca „Astazou” i AiResearch/Garrett Corp. T76 (TSE.333). Należy przypuszczać, że w silnikach tych w celu uniknięcia nadmiernego spadku mocy przy zmniejszaniu prędkości obrotowej stosuje się sterowanie przy stałej temperaturze przed turbiną. Silniki jednowałowe wymagają poza tym stosowania sprzęgła między silnikiem a przekładnią wirnika nośnego.

Z ogólnego układu silnika wynika bezpośrednio sposób wyprowadzenia wału napędowego. W śmigłowcowych silnikach dwuwałowych przekładnię silnika umieszcza się najczęściej za turbiną napędową, przy czym wał napędowy wyprowadza się z przekładni do tyłu. Przekładnię zabudowaną z przodu silnika — połączoną z turbiną napędową współosiowym wałem — mają tylko niektóre silniki budowane równocześnie w wersji śmigłowej (Lycoming T53 i T55, General Electric T64). Jest rzeczą oczywistą, że w przypadku silników jednowałowych przekładnię umieszcza się z reguły z przodu silnika.

Do silników nietypowych pod względem układu można zaliczyć dwuwałowy silnik United Aircraft of Canada PT6, który ma odwróconą kolejność rozmieszczenia zespołów, w związku z czym turbina napędowa wraz z przekładnią i końcówką napędową znajduje się z przodu silnika, oraz dwuwałowy silnik Allison T63 (250), którego przekładnia jest zabudowana na miejscu komory spalania (przeniesionej do tyłu silnika), między sprężarką a turbinami — z tego powodu silnik ten nie wykazuje „uprzywilejowanego” kierunku wyprowadzenia końcówki napędowej.

Stosuje się poza tym sprzężone układy silnikowe, które składają się z dwóch silników połączonych w jedną całość za pośrednictwem wspólnej przekładni, z której wyprowadzony jest tylko jeden wał napędowy. W układzie takim budowane są niektóre wersje silni-

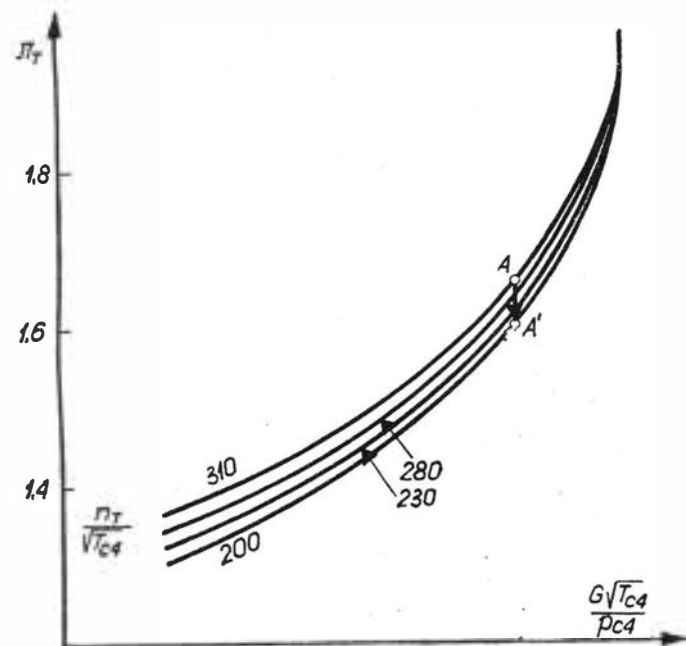
ków General Electric T58 (Bristol Siddeley „Gnome”), Allison T63 i Continental T67.

Należy jeszcze przypomnieć, że istnieją silniki bez przekładni, w których turbina napędowa jest bezpośrednio połączona z przekładnią główną wirnika śmigłowca (przekładnia główna musi mieć wówczas oczywiście zwiększone przełożenie). Zastąpienie dwóch przekładni — silnikowej i śmigłowcowej — przekładnią pojedynczą daje pewien zysk na ciężarze.

Na śmigłowcu silniki są zabudowywane na ogół w położeniu poziomym (silniki z wyprowadzeniem napędu do tyłu — przed przekładnią główną śmigłowca, silniki z wyprowadzeniem napędu do przodu — za przekładnią główną), jakkolwiek stosuje się również silniki, które można instalować w dowolnym położeniu.

Zagadnienia gazodynamiczne

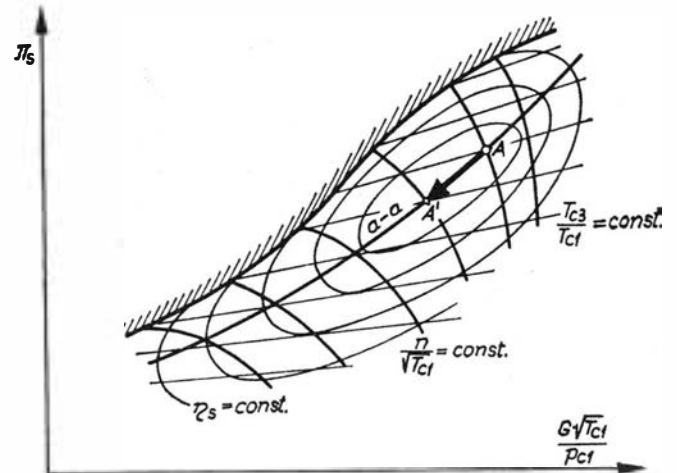
Ogólny układ silnika (układ dwu- lub jednowałowy) warunkuje zachowanie się silnika pod względem gazodynamicznym, w związku z czym cechy charakterystyczne obu podstawowych układów można przedstawić bardziej wyczerpująco niż to zrobiono w poprzednim rozdziale w powiązaniu z gazodynamiką silników turbinowych.



1

Jak już wspomniano, najpoważniejszą zaletą układu dwuwałowego w zastosowaniach śmigłowcowych jest możliwość niezależnej od siebie zmiany prędkości obrotowej wytwornicy i turbiny napędowej: zmiany prędkości obrotowej turbiny napędowej przy stałej prędkości obrotowej wytwornicy oraz zmiany prędkości obrotowej wytwornicy przy stałej prędkości obrotowej turbiny napędowej. W pierwszym przypadku (występującym w czasie pionowego startu i zawisu) dzięki stałej prędkości obrotowej wytwornicy zachowują stałe wartości spręż, wydatek powietrza, temperatura przed turbiną oraz sprawność sprężarki i sprawność napędzającej ją turbiny, czyli innymi słowami punkt pracy wytwornicy na charakterystyce sprężarki i na charakterystyce napędzającej ją turbiny nie zmienia swego położenia. W związku z tym również parametry przepływu przed turbiną napędową nie ulegają zmianie,

a zmniejszenie prędkości obrotowej turbiny napędowej wywiera tylko niewielki wpływ na jej moc, co widać z przykładowej charakterystyki turbiny przedstawionej na rys. 1. Na charakterystyce tej zaznaczono przesunięcie punktu pracy turbiny napędowej wskutek zmiany jej prędkości obrotowej n_T przy stałym wydatku czynnika G (prędkość obrotowa i wydatek czynnika są sprowadzone do warunków przed turbiną T_{c4} i P_{c4}). Spadek mocy wskutek zmniejszenia prędkości obrotowej jest nieduży, ponieważ nieduży jest spadek



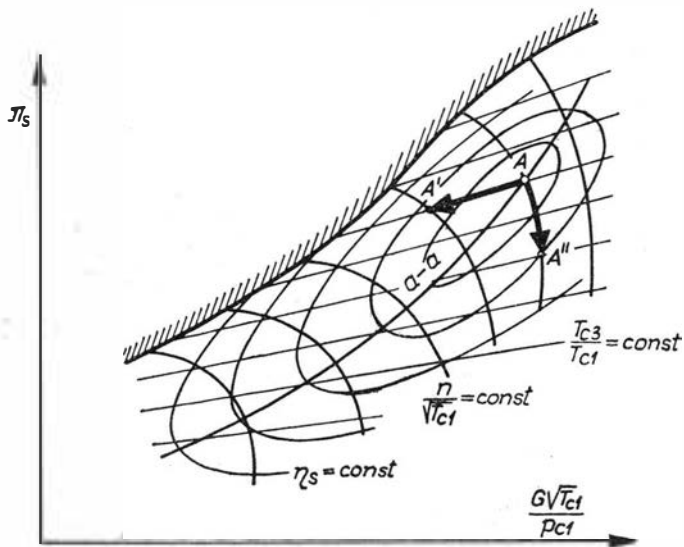
2

stopnia rozprężania w turbinie napędowej π_T , od którego bezpośrednio zależy jednostkowa praca turbiny (praca przypadająca na jednostkę wydatku czynnika). Wzrasta równocześnie moment obrotowy turbiny.

Drugi przypadek zmiany warunków pracy silnika (zmiana prędkości obrotowej wytwornicy przy stałej prędkości obrotowej turbiny napędowej) ma miejsce w czasie przelotu, gdy moc silnika jest uzależniona od obciążenia wirnika nośnego. Przy zmianie prędkości obrotowej wytwornicy punkt pracy na charakterystyce sprężarki (rys. 2) przesuwa się wzdłuż linii współpracy sprężarki z napędzającą ją turbiną (linia $a-a$), dzięki czemu spadek sprawności sprężarki η_s jest nieduży, a nawet w pewnym zakresie prędkości obrotowej następuje jej wzrost. Przesunięcia punktów pracy na charakterystykach obu turbin są niewielkie, a ich kierunek można określić na podstawie zmian parametrów przed turbinami i prędkości obrotowych turbin.

W przypadku silnika jednowałowego zmiana prędkości obrotowej wirnika śmigłowca oznacza również zmianę prędkości obrotowej sprężarki silnika, a tym samym zmianę sprężu, wydatku, temperatury przed turbiną oraz sprawności sprężarki i turbiny. Występujący w związku z tym znaczny spadek mocy w warunkach pionowego startu i zawisu można zmniejszyć stosując wspomniane już w poprzednim rozdziale sterowanie prędkości obrotowej przy stałej temperaturze przed turbiną. Zmianę położenia punktu pracy na charakterystyce sprężarki przy stałej temperaturze przed turbiną T_{c3} pokazano na rys. 3 (punkty $A-A'$). Z rysunku tego widać, że taki sposób sterowania powoduje znaczny spadek sprawności sprężarki i pociąga za sobą niebezpieczeństwo przekroczenia przez sprężarkę granicy statecznej pracy. Należy zwrócić uwagę na fakt, że wymienione poprzednio silniki jednowałowe stosowane do napędu śmigłowców mają sprężarki odśrodkowe lub osiowo-odśrodkowe, a więc sprężarki o większym zapasie statecznej pracy. Spadek sprawności tur-

biny nie jest duży, jednak wywiera on większy wpływ na sprawność ogólną silnika niż w przypadku silnika dwuwałowego, ponieważ rzutuje zarówno na energię użyteczną, jak i na energię potrzebną do napędu sprężarki (w silniku dwuwałowym pracującym przy zmniejszonej prędkości obrotowej wirnika śmigłowca sprawność turbiny napędzającej sprężarkę pozostaje nie zmieniona).



3

W warunkach przelotowych zmiana mocy silnika bez oddzielnej turbiny napędowej musi odbywać się wyłącznie przez zmianę temperatury przed turbiną z uwagi na konieczność utrzymywania stałej prędkości obrotowej. Jak widać z rys. 3, powoduje to duży spadek sprawności sprężarki wskutek przesunięcia punktu pracy w poprzek linii stałych sprawności (punkty A—A'').

W literaturze można spotkać się z twierdzeniem, że osiągi silników dwuwałowych w mniejszym stopniu podlegają wpływom temperatury otoczenia, niż osiągi silników jednowałowych. Autor przypuszcza, że wynika to z różnicy w przebiegach linii współpracy sprężarki z turbiną wytwornicy silnika dwuwałowego i linii współpracy układu wirnik nośny (lub śmigło-sprężarka-turbina silnika jednowałowego. Ponieważ wykładnik w zależności między mocą potrzebną do napędu sprężarki a prędkością obrotową jest mniejszy od 3, przebieg linii pracy na charakterystyce sprężarki silnika dwuwałowego jest stosunkowo łagodny (patrz linia $a-a$ na rys. 2). W przeciwieństwie do tego przebieg linii pracy na charakterystyce sprężarki silnika jednowałowego jest znacznie bardziej stromy (patrz linia $a-a$ na rys. 3), ponieważ turbina silnika jest dodatkowo obciążona przez wirnik nośny (lub śmigło), który pochłania moc proporcjonalną do czwartej potęgi prędkości obrotowej; nie biorąc bezpośredniego udziału w procesach gazodynamicznych silnika wirnik (lub śmigło) zmienia w znacznym stopniu wykładnik w zależności między mocą oddawaną przez turbinę a prędkością obrotową, a tym samym przebieg linii pracy. W związku z powyższym zmiana sprowadzonej prędkości obrotowej n/T_{c1} wskutek zmiany temperatury otoczenia powoduje w przypadku silnika dwuwałowego mniejsze zmiany parametrów gazodynamicznych, a tym samym mocy silnika, niż w przypadku silnika jednowałowego. Różnice jednak nie są duże.

Mniejsza wrażliwość silników dwuwałowych na zmiany temperatury otoczenia ma swoje zalety i wa-

dy. Z jednej strony oznacza ona mniejszy spadek mocy silnika przy wysokich temperaturach otoczenia, z drugiej jednak strony powoduje większy spadek mocy ze wzrostem wysokości lotu, ponieważ wpływ spadku ciśnienia jest w mniejszym stopniu kompensowany przez wpływ spadku temperatury. Ten ostatni czynnik sprawia, że dwuwałowe silniki śmigłowe są na ogół zaopatrzone w ogranicznik mocy na ziemi, dzięki któremu do pewnej wysokości lotu można utrzymywać stałą moc silnika, co w przypadku śmigłowców jest rzeczą bardzo ważną.

Omawiając zagadnienia gazodynamiczne turbiniowych silników śmigłowych, należy jeszcze dodać, że w przypadku tych silników optymalny rozdział energii między wałem napędowym a dyfuzorem wylotowym oznacza w porównaniu z silnikami śmigłowymi większą moc na wale (w związku z mniejszymi prędkościami śmigłowców). Zwiększenie mocy na wale uzyskuje się przez zwiększenie przekroju dyfuzora wylotowego, co powoduje zmniejszenie ciśnienia za turbiną, a tym samym wzrost stopnia rozprężania w turbinie i wzrost jej mocy, oczywiście kosztem ciągu szczytkowego.

Sterowanie silników

Jak już wspomniano w poprzednich rozdziałach, zasada sterowania turbiniowych silników śmigłowych polega na utrzymywaniu w czasie lotu stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego niezależnie od zmian jego obciążenia. Pilot nastawia żadaną prędkość obrotową wirnika, a regulator utrzymuje ją samoczynnie oddziałując za pośrednictwem przepustnicy układu zasilania na prędkość obrotową wytwornicy w przypadku silników dwuwałowych lub na temperaturę przed turbiną w przypadku silników jednowałowych, a tym samym na moc silnika. Pilot ma możliwość wyboru prędkości obrotowej wirnika — w zależności od fazy lotu — w zakresie wynoszącym na ogół od 85% do 100% maksymalnej prędkości obrotowej.

W niektórych rozwiązaniach układu sterowania stosuje się dodatkowo mechaniczne sprzężenie przepustnicy układu zasilania z dźwignią ogólnego skoku łopat wirnika nośnego. Geometria połączenia daje taką zależność między wydatkiem paliwa a skokiem wirnika, że uzyskuje się moc silnika zbliżoną do mocy pochłanianej przez wirnik. Sprzężenie to powoduje odciążenie regulatora prędkości obrotowej i przyspiesza reakcję układu sterowania na zmiany obciążenia wirnika. Zmiana mocy silnika może odbywać się za pośrednictwem dźwigni skoku łopat, która równocześnie zadaje wydatek paliwa dostosowany do obciążenia wirnika. W przypadku silnika jednowałowego stałą temperaturę przed turbiną przy zmianie prędkości obrotowej można utrzymać synchronizując odpowiednio ze sobą prędkość obrotową silnika i skok łopat wirnika, tj. stosując odpowiednią geometrię połączenia między dźwignią sterowania silnika a dźwignią skoku łopat.

Należy nadmienić, że w przypadku silników śmigłowych sterowanie odbywa się na ogół na zasadzie zmiany skoku łopat śmigła. Sterowanie oparte na tej zasadzie polega na tym, że pilot nastawia moc silnika (za pomocą przepustnicy układu zasilania) i prędkość obrotową śmigła, po czym układ sterowania silnika utrzymuje wybraną moc, tj. prędkość obrotową wytwornicy gazu w przypadku silnika dwuwałowego i temperaturę przed turbiną w przypadku silnika jednowałowego, a regulator śmigła — prędkość obrotową śmigła za

pomocą zmian skoku jego łopatek (jest to tzw. śmigło o stałej prędkości obrotowej).

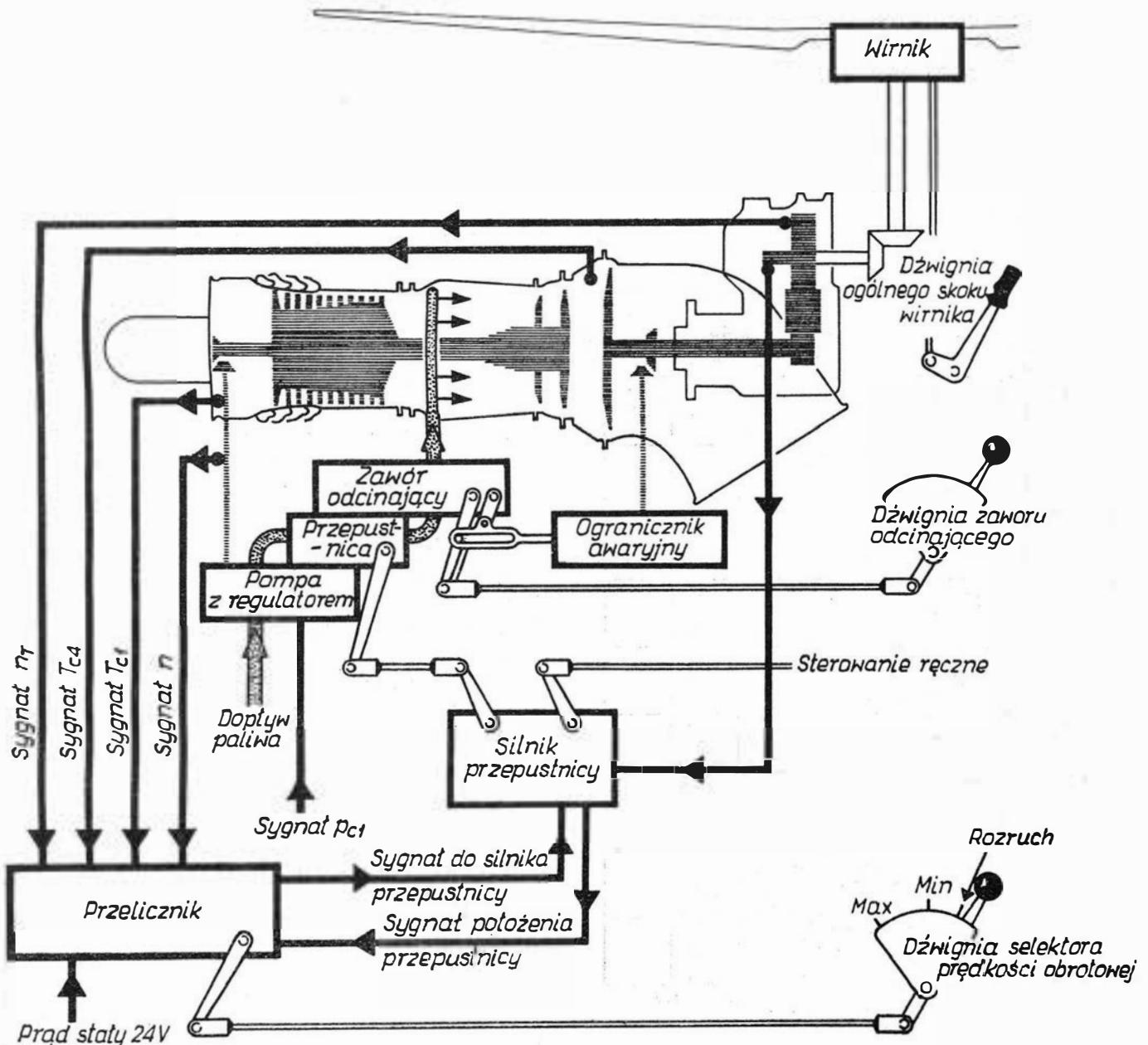
Działanie układu sterowania turbinowych silników śmigłowcowych najłatwiej jest przedstawić na przykładzie nowoczesnego układu sterowania dwuwałowego silnika Bristol Siddeley „Gnome” H.1200 (budowany z licencji General Electric T58).

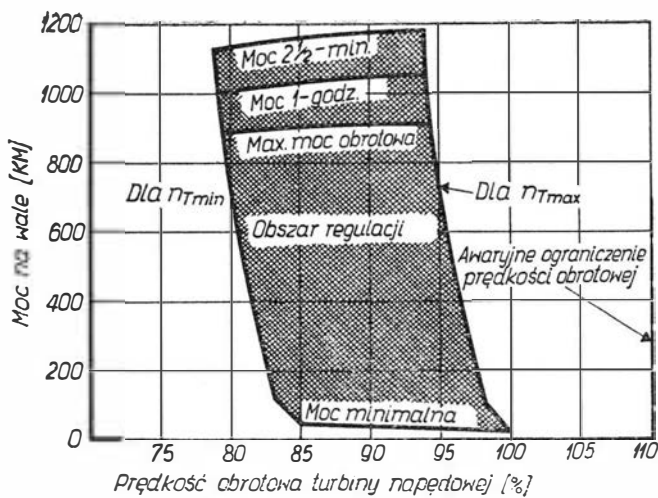
Układ sterowania silnika „Gnome” (rys. 4) składa się z dwóch podstawowych zespołów: z przelicznika i zespołu wykonawczego. Do przelicznika przekazywane są sygnały prędkości obrotowej turbiny napędowej n_T i wytwornicy gazu n , temperatury na wlocie do silnika T_{c1} , temperatury przed turbiną napędową T_{c4} oraz polecenia pilota. Sygnały wyjściowe przelicznika są doprowadzane do zespołu wykonawczego. Przelicznik ma tranzystorowy generator wielkich częstotliwości zasilany prądem stałym o napięciu 28 V. Zespół wykonawczy składa się z selektora prędkości obrotowej, przepustnicy i uruchamiającego ją silniczka elektrycznego. Dźwignia selektora prędkości obrotowej, która znajduje się w kabinie pilota, jest połączona mechanicznie z odpowiednią dźwignią przelicznika.

W rozruchowym położeniu dźwigni selektora przepustnica zapewnia minimalny potrzebny do zapłonu

wydatek paliwa. Gdy termopary, umieszczone przed turbiną napędową, dadzą sygnał, że nastąpił zapłon, silniczek elektryczny przesuwą przepustnicę — zgodnie z sygnałami przelicznika — do położenia biegu luzem na ziemi. W celu zwiększenia mocy i prędkości obrotowej pilot przesuwą dźwignię selektora, która w zakresie 60° ruchu nastawia bezpośrednio kąt przepustnicy. Przy położeniu dźwigni wynoszącym 60° przepustnica jest całkowicie otwarta. Jest to nie sterowany zakres pracy silnika. Od położenia 60° do położenia krańcowego dźwignią selektora nastawia się prędkość obrotową turbiny napędowej (wirnika nośnego) od 85% do 100% prędkości maksymalnej. Przelicznik porównuje rzeczywistą prędkość obrotową z prędkością zadaną. Różnica jest wzmacniana i przesyłana w postaci sygnału do silniczka przepustnicy w celu zmiany jej położenia. Dzięki temu również w przypadku zmiany przez pilota skoku wirnika prędkość obrotowa wirnika pozostanie nie zmieniona. Na rys. 5 przedstawiono zależności między mocą a prędkością obrotową turbiny napędowej silnika „Gnome” w obszarze sterowania ograniczonym mocą krótkotrwałą i mocą minimalną, a na rys. 6 — zależności między położeniem dźwigni selektora prędkości obrotowej, położeniem przepustnicy

4





5

cy i procentową prędkością obrotową wirnika nośnego.

W czasie przyspieszania wytwornicy wydatek paliwa jest sterowany na zasadzie korelacji między wielkościami T_{c4}/T_{c1} i $n/\sqrt{T_{c1}}$, co zabezpiecza przed przekroczeniem granicy statecznej pracy sprężarki.

Skok tłoczków pompy paliwowej jest tak regulowany (hydraulicznie), aby spadek ciśnienia paliwa na przepustnicy był stały niezależnie od zmian ciśnienia całkowitego na wlocie silnika p_{c1} . Dzięki temu dla każdego położenia przepustnicy zmiana wydatku paliwa z wysokością jest w przybliżeniu zgodna ze zmianą zapewniającą stałą prędkość obrotową wytwornicy.

W przypadku przekroczenia dopuszczalnej temperatury przed turbiną napędową sygnał z przelicznika zmniejsza wydatek paliwa. Podobnie przekroczenie dopuszczalnego momentu obrotowego w przekładni powoduje wysłanie odpowiedniego sygnału z hydraulicznego dynamometru. Przed przekroczeniem maksymal-

nej prędkości obrotowej wytwornicy zabezpiecza hydromechaniczny ogranicznik w pompie. Ogranicznik prędkości obrotowej turbiny napędowej odcina dopływ paliwa w razie przekroczenia przez nią 110% prędkości maksymalnej.

W przypadku układu wielosilnikowego duża dokładność sterowania sprawia, że nie ma potrzeby stosowania synchronizacji mocy poszczególnych silników. Zgodnie z wymaganiami stawianymi układom napędowym śmigłowców w razie uszkodzenia jednego z silników następuje automatyczne zwiększenie mocy pozostałych silników do 2,5-minutowej mocy krótkotrwałej.

Jest rzeczą oczywistą, że niniejszy artykuł nie wyczerpuje wszystkich zagadnień związanych z turbino- wymi silnikami śmigłowcowymi. Spośród nie omówio- nych problemów można np. wymienić stosunkowo sil- ną erozję łopatek sprężarkowych tych silników, co wynika z warunków eksploatacji śmigłowców i oddzia- ływania strumienia wirnika na podłoże lądowiska (sze- rokokie stosowanie w silnikach śmigłowcowych o małej i średniej mocy sprężarek osiowo-odśrodkowych, a na- wet odśrodkowych jest spowodowane m.in. faktem, że erozja jest dla nich mniej szkodliwa niż dla sprężarek osiowych z bardzo małymi łopatkami tylnych stopni). Wydaje się jednak, że artykuł zwróci uwagę Czytelnik- ów na najistotniejsze problemy występujące przy stosowaniu silników turbinowych do napędu śmigłowców.

DEFEKTOSKOPIA BARWNA

tania i prosta metoda umożliwiająca:

- ujawnianie wad powstałych zarówno w zakresie produkcji, jak i podczas eksploatacji maszyn i urządzeń
- wykrywanie pęknięć zmęczeniowych, szlifierskich, hartowniczych, spawalniczych, odlewniczych i kuzniczych
- stwierdzenie wad powierzchniowych zarówno w metalach i stopach żelaznych (stale), lekkich (Al i Mg), kolorowych (Cu, brązy, mosiądze) magnetycznych i niemagnetycznych, a także w tworzywach sztucznych, szkłe i ceramice

DEFEKTOSKOPIA BARWNA zalecana jest wszędzie tam, gdzie wczesne wykrycie wad jest szczególnie pożądane, jak w częściach samolotów, pojazdów mechanicznych, szybko wirujących maszyn itp.

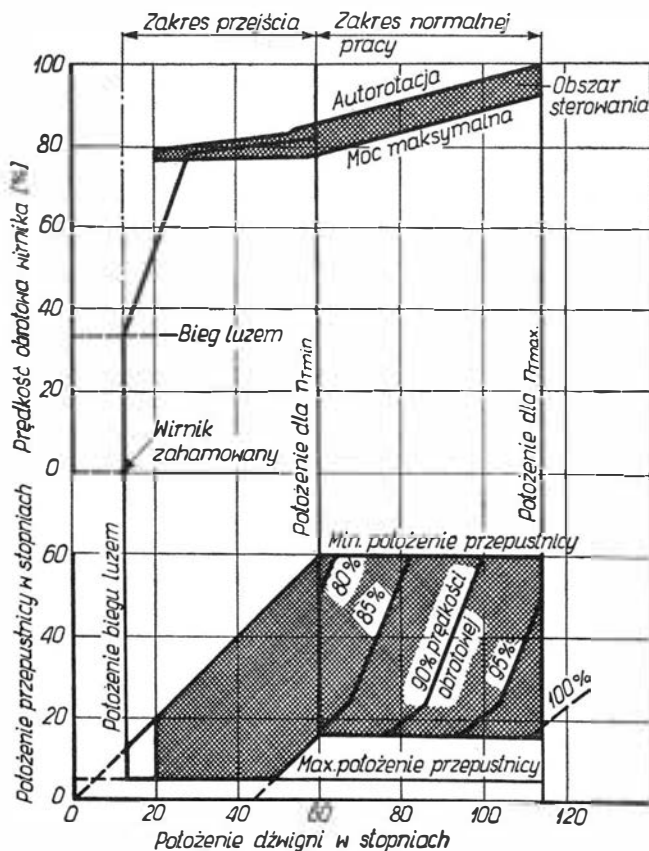
FARBY DO DEFEKTOSKOPII BARWNEJ produkowane są w pojemnikach samonatryskujących w postaci aerosolu pod nazwą

DEFEKTOSOL

Szczegółowych informacji udziela producent:

Farmaceutyczna Spółdzielnia Pracy „UNIA”,
Warszawa, ul. Ogrodowa 59a, tel. 20-33-68.

WCT/1722/67



6

Obliczanie drgań swobodnych łopaty wirnika nośnego śmigłowca w polu sił odśrodkowych

Wyznaczanie widma drgań oraz postaci naturalnych

W artykule podano sposoby obliczania drgań swobodnych łopaty w polu sił odśrodkowych metodą macierzową L. KALINOWSKIEGO [1] (drgania sprzężone), metodą RAYLEYGHA z wykorzystaniem współczynników obliczonych przez YANTEMA [3] (drgania giętne) oraz metodą podaną przez A. W. NIEKRASOWA [2] (drgania skrętne). Wykonano obliczenia dla konkretnej łopaty śmigłowca. Przeprowadzono analizę i porównanie wyników.

Obliczenia drgań swobodnych łopat sprowadzają się do obliczenia widma drgań, tj. wyznaczenia częstości drgań własnych w funkcji prędkości kątowej łopaty, oraz wyznaczenia postaci drgań własnych.

W przypadku, gdy celem jest stwierdzenie możliwości wystąpienia rezonansu dla danej prędkości kątowej, wystarczy określenie widma drgań. Natomiast w zagadnieniach takich, jak ocena naprężeń w łopacie lub analiza drgań wymuszonych, konieczne jest również wyznaczenie postaci drgań własnych łopaty.

Obliczenia drgań sprzężonych [1]

Obliczenia drgań metodą macierzową [1] wykonano przy następujących założeniach:

cechy sprężyste łopaty są przyporządkowane linii prostej (osi sprężystej łopaty, pokrywającej się z osią przekręceń),

ciągły rozkład mas zastępuje się rozkładem mas skupionych (dyskretnym) przy zachowaniu wyważenia odpowiadającego wyważeniu odcinków łopaty rzeczywistej,

uwzględnia się bezwładność elementów łopaty w płaszczyźnie zginania i skręcania,

uwzględnia się podatność skrętną utwierdzenia (podatność układu sterowania),

przyjmuje się, że w płaszczyźnie obrotów łopata jest nieskończenie sztywna na zginanie,

uwzględnia się sprzężenie kinematyczne wahań i przekręceń (w zamocowaniu łopaty),

uwzględnia się bezwładność mas otaczającego łopatę powietrza,

analizie podlegają wyłącznie drgania swobodne, zatem pomija się wpływ tłumienia (w materiale łopaty, ciernego, w przegubach, aerodynamicznego itp.),

przyjmuje się, że przegub poziomy znajduje się na osi obrotów wirnika nośnego.

Zależności matematyczne wyprowadzono przy założeniu układu współrzędnych wirującego z prędkością $\omega = \text{const}$ i związanego z osią i płaszczyzną wirnika.

Schemat przyjętego układu podano na rys. 1.

Odcinkom zawartym między skupionymi masami przyporządkowano stałe rozkłady sztywności giętnej i skrętnej.

W punktach, w których znajdują się masy skupione, działają siły bezwładności i momenty sił bezwładności.

Związki wyjściowe określono z warunków równowagi odcinków łopaty oraz warunków ciągłości układu, przyjmując dla odkształceń ogólnie znane wzory z wytrzymałości materiałów.

W obliczeniach przyjęto następujące oznaczenia:

I_i — moment bezwładności elementu łopaty o długości $\frac{1}{2}(l_i + l_{i-1})$ względem osi y

I_i^0 — moment bezwładności elementu łopaty o długości jw względem osi równoległej do osi x i przechodzącej przez środek ciężkości masy skupionej m_i

K_0 — sztywność skrętna utwierdzenia łopaty

z_i — odkształcenie giętne (strzałka ugięcia)

α_i — kąt ugięcia

φ_i — kąt skręcenia

M_i — moment gnący

S_i — siła tnąca

M_{is} — moment skręcający

k — ilość odcinków łopaty

ω — prędkość kątowa łopaty

ν — częstość drgań łopaty.

Obliczenia wykonano na maszynie elektronicznej GIER, stosując podział łopaty na $k = 16$ odcinków.

Zastosowanie metody ogólnej podanej w [1] doprowadziłoby podczas przeliczeń na maszynie do powstania dużych liczb, co spowodowałoby utratę dokładności. Zastosowanie zaś podwójnej precyzji wydłużyłoby ośmiokrotnie czas liczenia. Zdecydowano się zatem na modyfikację, która polega na normalizacji podstawowych wielkości wg następujących związków:

$$\bar{z}_i = \frac{z_i}{R}$$

$$\bar{\alpha}_i = \alpha_i$$

$$\bar{\varphi}_i = \varphi_i$$

$$\bar{M}_i = \frac{M_i}{M_0}$$

$$\bar{S}_i = \frac{S_i}{S_0}$$

$$\bar{M}_{is} = \frac{M_{is}}{M_0}$$

$$\bar{\omega} = \frac{\omega}{\omega_0}$$

gdzie R, M_0, S_0, ω_0 — stałe, umowne wielkości (wymiar liniowy, moment, siła, prędkość kątowa), przy czym

$$S_0 = M_0 R \omega_0^2$$

$$M_0 = I \omega_0^2$$

Normalizacja jest w tym przypadku formą optymalizacji obliczeń w sensie uzyskania wymaganej dokładności, przy skróconym czasie liczenia, przez uży-

cie pojedynczej precyzji. Pomimo normalizacji niektóre fragmenty obliczeń dla wyższych wartości $\bar{\nu}$ i $\bar{\omega}$ należało wykonać w podwójnej precyzji.

Poniżej przedstawiono skrócony opis metody zmodyfikowanej.

Stan układu wirującego i wykonującego drgania giętne i skrętne w chwili t w określonym przekroju i można przedstawić jako wektor:

$$Z_i = \begin{pmatrix} z \\ \alpha \\ \bar{\varphi} \\ \bar{M} \\ S \\ \bar{M}_s \end{pmatrix} \quad \text{dla } i = 0, 1 \dots k \quad (1)$$

Wektor stanu przekroju $i+1$ wyraża się za pomocą transformacji liniowej przez wektor stanu w przekroju i :

$$Z_{i+1} = F_i Z_i \quad (2)$$

gdzie macierz F_i zwana jest macierzą przejścia. Elementy macierzy F_i obrazują współzależność sił wewnętrznych i odkształceń między przekrojami i a $i+1$. Określa się je wykorzystując warunki równowagi odcinka łopaty i stosując elementarne wzory na odkształcenia belek pryzmatycznych.

Wektor stanu z prawej strony przekroju i wyraża się przez wektor stanu z lewej strony przekroju i :

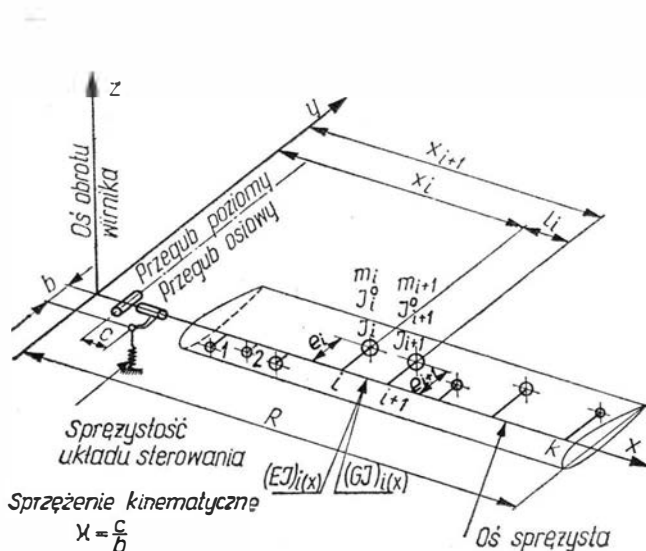
$$\bar{Z}_i^p = \bar{P}_i \bar{Z}_i^l + \alpha_0 K_i \quad (3)$$

gdzie \bar{P}_i — macierz przejścia między lewą a prawą stroną przekroju i .

Wektor K_i przedstawia się następująco:

$$\bar{K}_i = -\alpha K_i = -\alpha \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \bar{p}_{53}^i \\ \bar{p}_{63}^i \end{pmatrix} i$$

gdzie \bar{p}_{53}^i i \bar{p}_{63}^i — elementy macierzy.



1. Schemat układu obliczeniowego

Warunki brzegowe można przedstawić następująco.

Dla przekroju $i=0$

$\bar{M}_s = K_0 \bar{\varphi}_0$ — moment skręcający

$\bar{M}_0 = \alpha K_0 \bar{\varphi}_0$ — moment gnący

$z_0 = 0$ — strzałka ugięcia

$\bar{\varphi}_0 = \bar{\varphi}_0$ — kąt skręcenia.

Dla przekroju $i=k$ (prawa strona)

$M_k^p = 0$ — moment gnący

$M_{ks}^p = 0$ — moment skręcający

$S_k^p = 0$ — siła poprzeczna.

Biorąc pod uwagę warunki brzegowe oraz zależności (2) i (3), prawostronny wektor stanu w przekroju końcowym k może być wyrażony przez wektor stanu w przekroju początkowym:

$$Z_k^p = \bar{A}_0^k \bar{Z}_0^p - \alpha \alpha_0 \bar{B}_0^k \quad (4)$$

gdzie $\bar{B}_0^k = \sum_{n=1}^{k-1} \bar{A}_n^k K_n + K_k$ — wektor kolumnowy

$$\text{oraz } \bar{A}_n^k = \prod_{i=k-1}^n \bar{P}_{i+1} \bar{F}_i \quad n = 0, 1 \dots k-1$$

Podobnie dla dowolnego przekroju s łopaty:

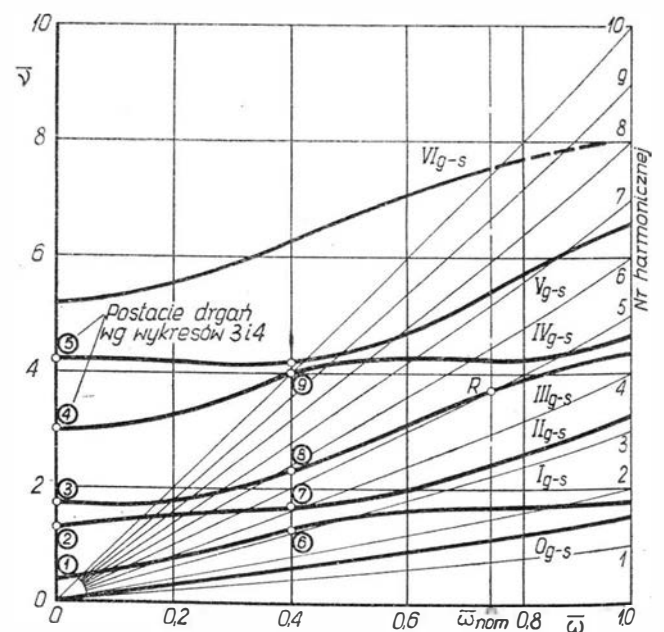
$$\bar{Z}_s^p = \bar{A}_0^s \bar{Z}_0^p - \alpha \alpha_0 \bar{B}_0^s \quad (5)$$

$\bar{B}_0^s = \sum_{n=1}^{s-1} \bar{A}_n^s K_n + K_s$ — wektor kolumnowy

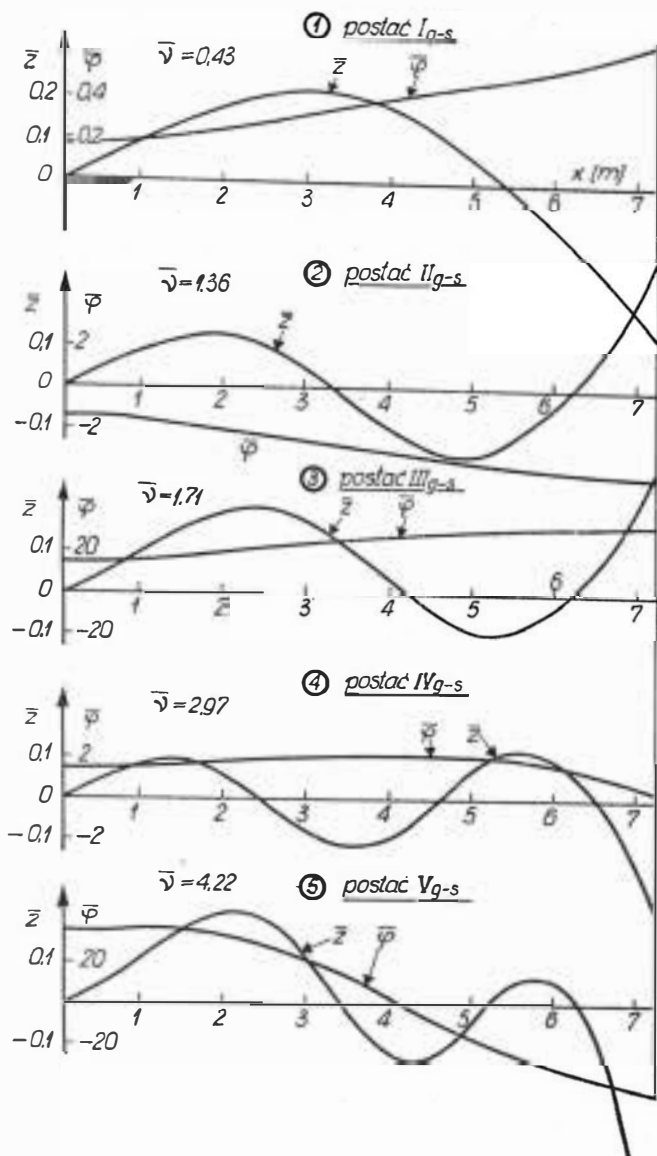
$$\bar{A}_n^s = \prod_{i=s-1}^n \bar{P}_{i+1} \bar{F}_i \quad n = 0, 1 \dots s-1$$

W celu określenia częstości drgań własnych korzysta się z układu (4). Uwzględniając warunki brzegowe na końcu łopaty, otrzymuje się z rozwinięcia wyrażen (4) układ liniowych jednorodnych równań algebraicznych. Aby te równania miały rozwiązanie nietrywialne, wyznacznik charakterystyczny $\Delta = \det C_{ik}$ musi być równy zeru.

Elementy wyznacznika C_{ik} są funkcjami częstości drgań własnych swobodnych $\bar{\nu}$ oraz prędkości kąto-



2. Widmo częstości rezonansowych dla drgań giętno-skrętnych



3. Wykresy postaci drgań dla $\bar{\omega} = 0$

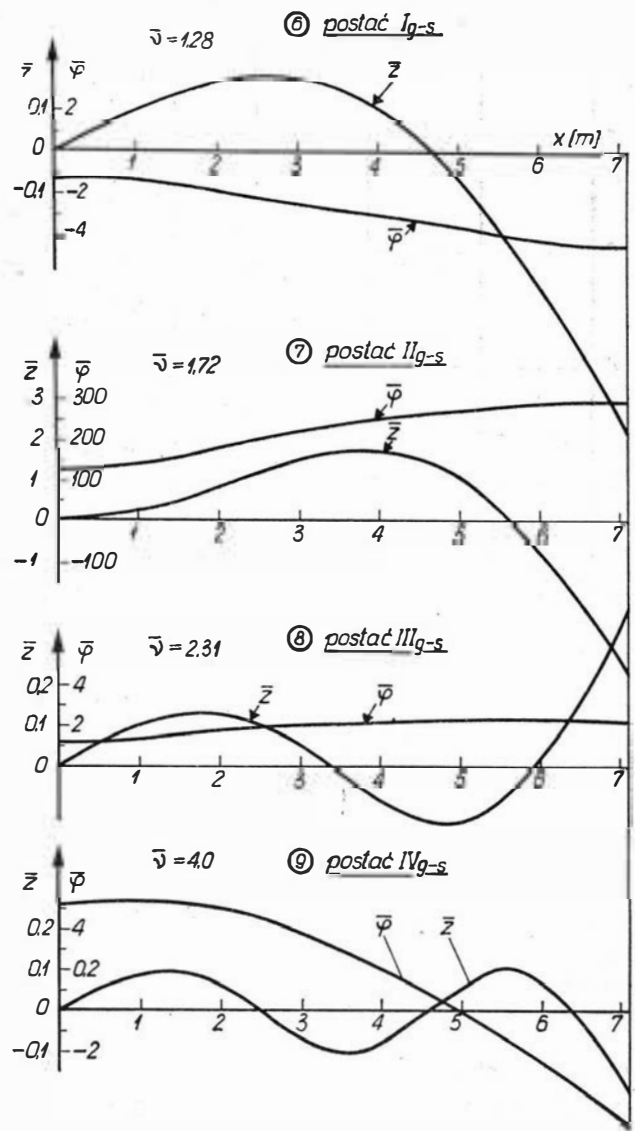
wiej $\bar{\omega}$ ruchu obrotowego łopaty. Zagadnienie sprowadza się do tablicowania funkcji $\bar{\Delta} = \bar{\Delta}(\nu) \bar{\omega} = \text{const}$ dla zadanych wartości $\bar{\nu} = \nu_0 (\Delta \nu) \nu_k$. Wartości ν_r , dla których $\bar{\Delta} = 0$, będą częstotliwościami drgań własnych swobodnych badanego układu. Wskaźnik r oznacza przy tym numer kolejny postaci naturalnej drgań własnych.

Postacie naturalne drgań swobodnych łopaty mogą być określone dla wyznaczonych wyżej wartości $\bar{\omega} = \text{const}$ i $\bar{\nu}_r$ ($r = 1, 2, \dots$), spełniających warunek $\bar{\Delta} = 0$, na podstawie (5).

Zagadnienie sprowadza się do rozwiązania dwu równań z dwiema niewiadomymi, otrzymanymi z rozwinięcia układu (5) (z pierwszych trzech równań). Dla każdego przekroju s łopaty otrzymuje się wartości \bar{z}_s (odkształcenia giętne) i $\bar{\varphi}_s$ (skręcanie) odniesione do $\alpha_0 = 1$.

Obliczenia wykonano przy założeniu gęstości powietrza odpowiadającej wysokości $H = 0$ km. Dla $\rho = 0$ (drgania w próżni) obliczeń nie przeprowadzono. Wartość sprzężenia kinematycznego dla rozpatrywanej łopaty wynosiła $\alpha = 0,588$.

Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci wykresów na rys. 2—4.



4. Wykresy postaci drgań dla $\bar{\omega} = 0,4$

Obliczenia uproszczone

Drgania giętne

Obliczenia wykonano przy następujących założeniach:

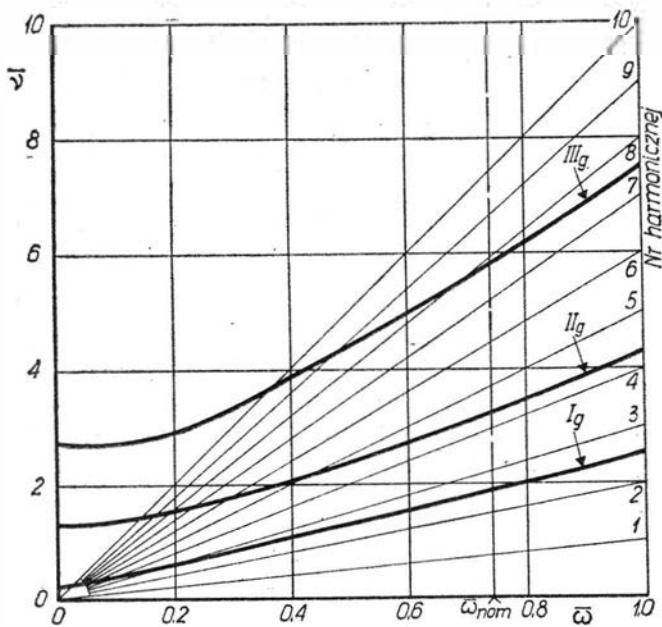
- łopata jest zamocowana przegubowo (przegub poziomy w odległości Δl_0 od osi wirnika),
- oblicza się tylko drgania giętne (w płaszczyźnie mniejszej sztywności łopaty),
- nie uwzględnia się sprzężenia skrętno-giętnego i kinematycznego,
- zastępuje się rzeczywiste rozkłady mas i sztywności rozkładami liniowymi.

Oznaczenia:

- m_r — masa bieżąca na końcu łopaty,
- m_R — masa bieżąca nasady łopaty,
- EI_r — sztywność końca łopaty,
- EI_R — sztywność nasady łopaty,
- R — promień łopaty.

Wzór na częstotliwości rezonansowe (postać bezwymiarowa):

$$\bar{\nu}^2 = \frac{\alpha_n^2 EI_R}{\omega_0^2 m_R (R - \Delta l_0)^4} + \left(K_{0n} + \bar{K}_{1n} \frac{\Delta l_0}{R - \Delta l_0} \right) \bar{\omega}^2 \quad (6)$$



5. Widmo częstości rezonansowych dla drgań giętych

Współczynniki a_n , K_{0n} , K_{1n} wyznaczono posługując się wykresami 12.7—12.9 podanymi w [3].

Dane: $EI_R = 2000 \text{ kGm}^2$
 $m_R = 0,714 \text{ kGsek}^2\text{m}^{-2}$
 $R = 7,25 \text{ m}$
 $\omega_0 = 35 \text{ sek}^{-1}$

Podstawiając powyższe dane uzyskano wykres widma drgań giętych łopaty (rys. 5).

Postaci drgań giętych łopaty w polu sił odśrodkowych nie liczone.

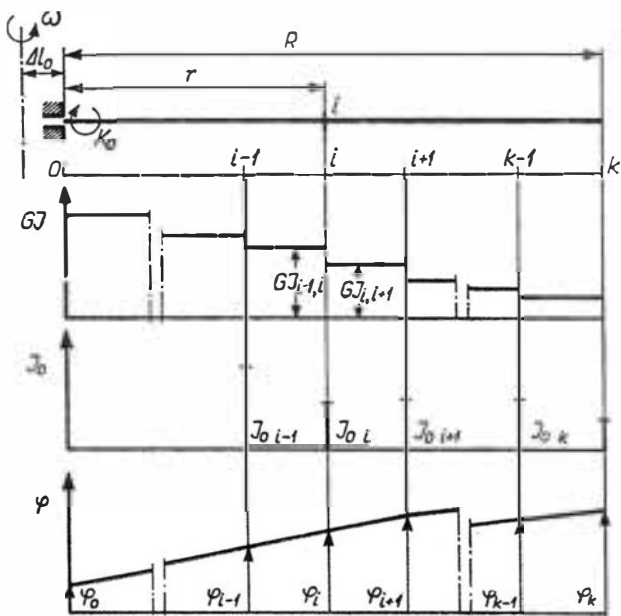
Drgania skrętne

Najpierw obliczono pierwszą częstość drgań skrętnych łopaty sztywnej, przy czym:

uwzględniono sprężystość utwierdzenia łopaty, założono nieskończoną sztywność łopaty na zginanie i skręcanie.

Dane:

sztywność utwierdzenia — $K_0 = 489,585 \frac{\text{kGm}}{\text{rd}}$



6. Układ oznaczeń przyjęty do obliczeń częstości drgań skrętnych łopaty podatnej

moment bezwładności względem osi przekręceń
 — $I_0 = 0,0918 \text{ kGmsek}^2$

Wzór na częstość drgań skrętnych łopaty sztywnej:

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{K_0}{I_0 \omega_0^2}} \quad (7)$$

Po podstawieniu danych do (7) otrzymano pierwszą częstość rezonansową:

$$\bar{v} = 2,08$$

Następnie obliczono drgania skrętne łopaty podatnej — metodą podaną w [2] — określając częstości własne i postacie skrętne. Przyjęto przy tym następujące oznaczenia (patrz rys. 6):

- $GI_{i-1,i}$ — sztywność skrętna między przekrojem $i = 1$ a i ,
- I_{0i} — skupiony moment bezwładności względem osi skręceń w przekroju i ,
- φ_i — kąt skręcenia przekroju i ,
- j — postać drgań,
- z — kolejne przybliżenia,
- z_0 — ostatnie przybliżenie,
- K_0 — sztywność skrętna utwierdzenia łopaty,
- R — promień końca łopaty,
- r — promień bieżący łopaty,
- ω_0 — częstość własna łopaty niewirującej.

Zakłada się, że prędkość kątowna łopaty nie ma wpływu na postać drgań, a wpływa jedynie na częstość.

Zagadnienie rozwiązuje się obliczając kolejno postacie drgań własnych metodą kolejnych przybliżeń. Przy obliczaniu wyższych postaci drgań należy przeprowadzić ortogonalizację względem poprzednich postaci.

Wzór na rozkład odkształceń skrętnych przy danej postaci drgań (dla ciągłych rozkładów GI , φ , I_0):

$$\varphi_{(z)}^{(j)} = v_{0j}^2 \left[\int_0^r \frac{dr}{GI} \int_r^R I_0 \varphi_{(z-1)}^{(j)} dr + \frac{1}{K_0} \int_0^R I_0 \varphi_{(z-1)}^{(j)} dr \right] \quad (8)$$

gdzie

$$\vartheta_{(z)}^{(j)} = \int_0^r \frac{dr}{GI} \int_r^R I_0 \varphi_{(z-1)}^{(j)} dr + \frac{1}{K_0} \int_0^R I_0 \varphi_{(z-1)}^{(j)} dr \quad (9)$$

Obliczenia należy prowadzić następująco:

Oblicza się dla $i = 1, 2 \dots k$

$$\vartheta_{i(z+1)}^{(j)} = \sum_{n=1}^{n=i} \left(\frac{I_{n-1,n}}{GI_{n-1,n}} \sum_{p=n}^{p=k} I_{0p} \varphi_{(z)p}^{(j)} \right) + \frac{1}{K_0} \sum_{n=0}^n I_{0n} \varphi_{(z)n}^{(j)} \quad (10)$$

dla $i = 0$

$$\vartheta_{0(z+1)}^{(j)} = \frac{1}{K_0} \sum_{n=0}^{n=k} I_{0n} \varphi_{(z)n}^{(j)} \quad (10a)$$

Współczynnik ortogonalności (stała wielkość dla każdej postaci):

$$C_m = \frac{\sum_{n=0}^{n=k} I_{0n} \vartheta_n^{(j)(z+1)} \varphi_{(z_0)n}^{(m)}}{\sum_{n=0}^{n=k} I_{0n} \left[\varphi_{(z_0)n}^{(m)} \right]^2} \quad (11)$$

Częstość własną łopaty niewirującej dla $j > 1$

$$\nu_{0j}^2 = \frac{1}{\vartheta_k^{(j)} - \sum_{m=1}^{m=j-1} C_m} \quad (12)$$

dla $j = 1$

$$\nu_{01}^2 = \frac{1}{\vartheta_k^{(1)}} \quad (12a)$$

Postać skrętną

przybliżenie $z + 1$

$$\varphi_{(z+1)i}^{(j)} = \nu_{0j}^2 \left[\vartheta_{i(z+1)}^{(j)} - \sum_{m=1}^{m=j-1} C_m \varphi_{(z_0)i}^{(m)} \right] \quad (13)$$

Przeprowadza się normalizację:

$$\bar{\varphi}_{(z+1)i}^{(j)} = \frac{\varphi_{(z+1)i}^{(j)}}{\varphi_{(z+1)k}^{(j)}} \quad (13a)$$

Żądana dokładność przybliżenia wynosi:

$$\varepsilon = \left| \bar{\varphi}_{(z+1)i}^{(j)} - \bar{\varphi}_{(z)i}^{(j)} \right| \leq 0,001 \quad (14)$$

Zmienność częstości drgań skrętnych w funkcji prędkości kątowej łopaty można przedstawić następującym wzorem:

$$\nu_j = \sqrt{\nu_{0j}^2 + \omega^2} \quad (15)$$

Na rysunku 7 przedstawiono widmo drgań skrętnych oznaczając linią ciągłą częstość drgań skrętnych łopaty sztywnej oraz liniami przerywanymi wykresy dla kolejnych trzech postaci skrętnych łopaty podatnej.

Na rysunku 8 przedstawiono wykresy postaci drgań skrętnych. Część pozioma wykresu $\varphi(x)$ w przedziale $0 \leq x \leq \sim 0,7$ m ($\varphi = \text{const}$) odpowiada skręceniu nasady o sztywności GI znacznie większej niż pozostała część łopaty.

Obliczenia wykonano na maszynie matematycznej GIER.

Analiza wyników

1. Analizując widmo drgań giętno-skrętnych obserwuje się występowanie rezonansu w punkcie R (dla ω_{nom}).

Rezonansu nie można wykryć posługując się widmem drgań niesprężonych. Punkty R_g i R_s odpowiadające punktowi R są znacznie oddalone od piątej harmonicznej.

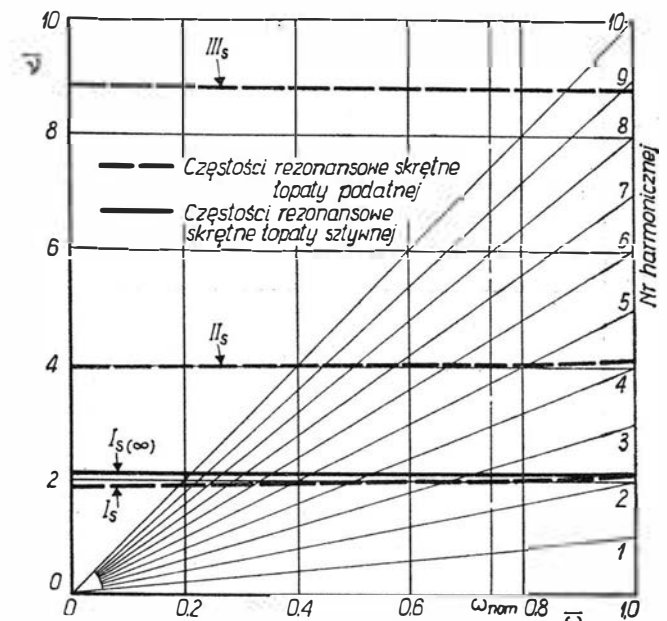
2. Można stwierdzić duże podobieństwo wyników przedstawionych na rys. 9. Np. pierwszej postaci skrętniej (I_s) odpowiadają odcinki ab ($III\ g-s$), cd ($II\ g-s$), cf ($I\ g-s$) — postaci giętno-skrętnych. Drugiej postaci giętniej ($II\ g$) — odcinki gc ($II\ g-s$), bh ($III\ g-s$), il ($IV\ g-s$).

3. Zjawisko sprzężenia giętno-skrętnego występuje szczególnie silnie w punktach, w których częstości rezonansowe skrętne i giętne są do siebie zbliżone.

Należy zauważyć, że punktowi, w którym częstości drgań niesprężonych są sobie równe (np. pkt P) odpowiadają dwie różne częstości drgań sprzężonych (pkt P' i P'').

4. Częstości rezonansowej drgań sprzężonych odpowiada postać odkształcenia giętno-skrętnego.

5. Podobne odkształcenie skrętne lub giętne (jako składowe w drganiach sprzężonych) może się powtarzać przy różnych częstościach, lecz w powiązaniu

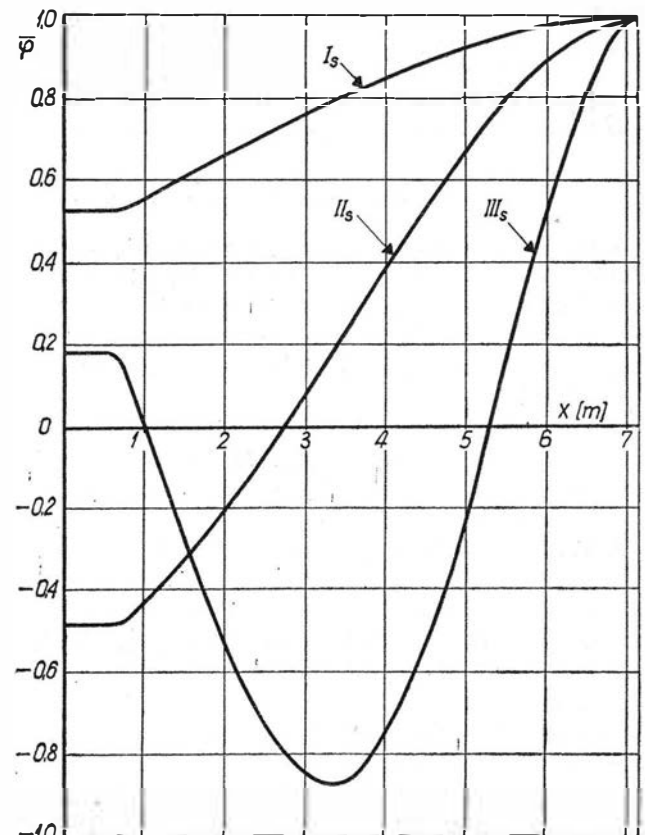


7. Widmo częstości rezonansowych dla drgań skrętnych

z innym odkształceniem z nim sprzężonym (np. wykresy 2 i 3 oraz 6 i 7).

6. Jeśli częstość rezonansowa drgań sprzężonych jest bliska częstości skrętnej niesprężonej, a oddalona od giętniej niesprężonej (np. pkt B na rys. 9), to składowa skrętka postaci sprzężonej będzie podobna do postaci skrętnej niesprężonej, a giętka może mieć kształt krzywej nieregularnej, reprezentującej odkształcenie wtórne wywołane drganiami wg postaci skrętnej, która dla danej częstości decyduje o rezonansie (np. wykres 5).

7. Jeśli częstość drgań sprzężonych jest bliższa częstości giętniej, to jej składowa giętka będzie podobna do postaci giętniej niesprężonej, a wtórnym odkształceniem będzie skręcanie łopaty (np. wykresy 1 i 4).



8. Wykresy postaci drgań skrętnych

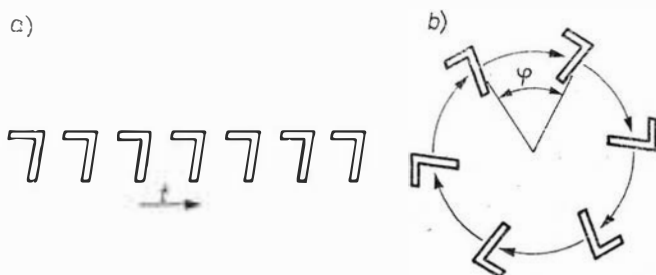
Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych

Zagadnienie anizotropii i sprężystości materiału należy do jednego z podstawowych przy projektowaniu konstrukcji. Nabiera ono szczególnego znaczenia dla takich materiałów konstrukcyjnych jak tworzywa zbrojone, które różnią się występującymi znacznie między sobą własnościami. Artykuł jest próbą ogólnej oceny zagadnienia anizotropii i sprężystości tworzyw zbrojonych ze zwróceniem szczególnej uwagi na jego stronę fizyczną, mającą zdaniem autora zasadnicze znaczenie w zastosowaniach praktycznych, a pozbawioną, jak dotąd, pełnego odbicia w istniejących publikacjach z zakresu mechaniki tworzyw zbrojonych. Należy przypomnieć, że tworzywa zbrojone znalazły już zastosowanie na elementy pracujące silników odrzutowych i płatowców, a ostatnio czyni się próby wprowadzenia ich do budowy śmigłowców jako materiału na łopaty wirników nośnych.

Podstawy mechaniki tworzyw zbrojonych

Tworzywa zbrojone należą do grupy materiałów będących kompozycjami kilku różnych ciał. Choć ich budowa jest złożona, jednak do określenia zależności między odkształceniami i naprężeniami można z powodzeniem posłużyć się ogólnymi teoriami ważnymi dla wszystkich ciał spotykanych w przyrodzie. W praktycznych zastosowaniach najwygodniejsza jest teoria sprężystości ciał anizotropowych, ponieważ tworzywa zbrojone w określonych przedziałach odkształceń, a niekiedy nawet w całym zakresie, zachowują się tak jak ciała liniowo sprężyste.

Dla ciał anizotropowych równania równowagi, ciągłości odkształceń i warunki brzegowe są takie same jak dla ciał izotropowych. Różnice zachodzą jedynie we wchodzących w te równania zależnościach między odkształceniami i naprężeniami. Ciało izotropowe można



1. Powtarzanie elementu:
a — „pokrycie” przez przesunięcie liniowe,
b — „pokrycie” przez obrót

traktować jako szczególny przypadek ciała anizotropowego. Teoria sprężystości ciała anizotropowego [1] [2] zakłada, że w ciele takim każde z dwóch rodzajów naprężeń (σ i τ) wywołuje dwa rodzaje odkształceń: nor-

malne i postaciowe (ϵ i γ). W związku z tym dla ujęcia tych własności wprowadza się szersze pojęcie współczynników *Poissona*, które obejmują wszystkie stosunki odkształceń jednoimiennych (podłużne do podłużnych, postaciowe do postaciowych), oraz wyróżnia się tzw. współczynniki wzajemnego wpływu η , przedstawiające stosunki odkształceń różnoimiennych (podłużne do postaciowych i odwrotnie). W ten sposób prawo *Hooke'a* przyjmuje następującą postać fizyczną:

$$\epsilon_x = \frac{1}{E_x} \sigma_x - \frac{\nu_{yx}}{E_y} \sigma_y - \frac{\nu_{zx}}{E_z} \sigma_z + \frac{\eta_{yz,x}}{G_{yz}} \tau_{yz} + \frac{\eta_{zx,x}}{G_{zx}} \tau_{zx} + \frac{\eta_{xy,x}}{G_{xy}} \tau_{xy} \quad (1)$$

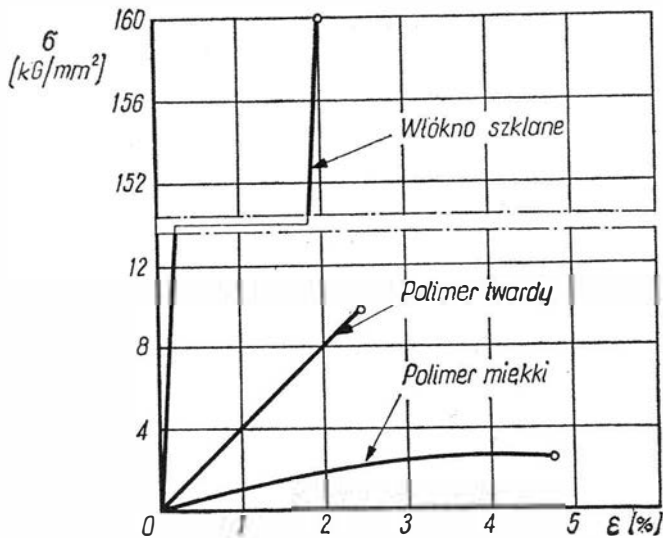
$$\gamma_{xy} + \frac{\eta_{x,xy}}{E_x} \sigma_x + \frac{\eta_{y,xu}}{E_y} \sigma_y + \frac{\eta_{z,xy}}{E_z} \sigma_z + \frac{\nu_{yz,xy}}{G_{yz}} \tau_{yz} + \frac{\eta_{zr,yx}}{G_{zx}} \tau_{zx} + \frac{1}{G_{xy}} \tau_{xy}$$

gdzie ogólnie ν_{jk} , η_{jk} przedstawiają stosunki odkształceń w kierunku k do odkształceń w kierunku j przy obciążeniu w kierunku j .

Równania (1) ujmujące ogólny przypadek jednorodnego ciała anizotropowego są dosyć złożone, ulegają one jednak znacznemu uproszczeniu dla ciał mających symetryczną budowę. Spotykane w przyrodzie ciała zbudowane są zazwyczaj z pewnych elementów (jednostek) ułożonych w określony sposób [3]. W najogólniejszym przypadku nawet z elementów niesymetrycznych można zbudować zbiór symetryczny przez powtarzanie elementu. Może to być wynikiem jego przesunięcia (translacji) o odległość t (rys. 1a) bez żadnych zmian, co daje liniowy zbiór periodycznie powtarzających się elementów lub obrotu wokół osi (rys. 1b), gdzie element pokrywa się co pewien kąt φ . Te dwa rodzaje „pokrycia” elementu różnią się od siebie i w ogólnym przypadku nie są ze sobą porównywalne. Każde inne powtarzanie elementów może być otrzymane przez kombinację dwóch wymienionych. Warunkiem istnienia symetrii sprężystej jest równość stałych sprężystych w kierunku „pokrycia” elementu. Zależnie od typu symetrii sprężystej otrzymuje się większą lub mniejszą liczbę stałych sprężystych. Przy istnieniu jakiegokolwiek symetrii sprężystej kątowe współczynniki *Poissona* ν oraz współczynniki wzajemnego wpływu η są równe zero.

Tworzywa zbrojone mogą być dowolnymi układami kilku ciał, najczęściej jednak spotykane w praktyce stanowią kompozycje dwu materiałów, z których jeden jest nośnikiem, stosowanym w postaci cienkich włókien (przeważnie szklanych), a drugi środkiem wiążącym, występującym w postaci ciekłych żywic (głównie po-

limerów) utwardzonych po połączeniu z włóknami. Włókna są materiałem sprężystym, a utwardzone żywice zaliczają się do materiałów lepkosprężystych o różnych cechach reologicznych. Nie wnikając w mechanizm współpracy włókno-żywica, ogólnie można stwierdzić, że własności kompozycji będą wypadkową własności jej ciał składowych (z pominięciem wpływu technologii), a więc także funkcją czasu (w stałej tempera-



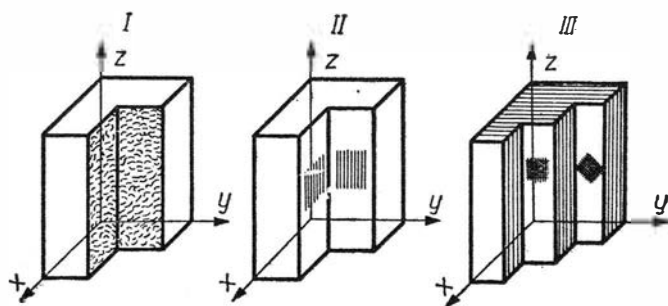
2. Wykresy rozciągania składników tworzywa zbrojonego

turze). W związku z tym tworzyw zbrojonych nie można uważać za ciała liniowo-sprężyste (ciała Hooke'a), a tylko chwilowo liniowo sprężyste, tj. takie, dla których w danym zakresie naprężeń i odkształceń zachodzą zależności

$$\frac{d\sigma}{d\varepsilon} = \text{const} = E_0 \text{ przy } t = 0$$

$$\frac{d\sigma}{d\varepsilon} = \text{const} = E_1 \text{ przy } t = t_1$$

gdzie t oznacza czas badania, przy czym czas, w którym obciążenie jest realizowane, w porównaniu z czasem badania powinien być możliwie bliski zera. Sprężystość tworzyw zbrojonych należy więc rozpatrywać łącznie z warunkami badania. Przy dużych prędkościach odkształcenia, jakie np. uzyskuje się w próbie doraźnej, spotykane w praktyce kompozycje można traktować jak ciała sprężyste, gdyż nawet najbardziej



3. Podstawowe układy zbrojenia tworzyw:

- I — zbrojenie małymi i krótko ciętymi włóknami,
- II — zbrojenie równoległe włóknami typu „roving”,
- III — zbrojenie warstwowe tkaninami

elastyczne żywice w pewnym zakresie odkształceń (rys. 2) wykazują własności sprężyste.

Symetria sprężysta tworzyw zbrojonych wynika ze sposobu ich zbrojenia. Dla najczęściej spotykanych w

praktyce postaci zbrojenia (nośnika) wyróżnić można trzy podstawowe układy symetrii sprężystej (rys. 3):

Układ I

Symetria całkowita (zbrojenie krótko ciętymi włóknami), będąca w pewnym stopniu odbiciem symetrii ciała izotropowego, gdyż prawdopodobieństwo przypadkowej orientacji włókien w każdym kierunku jest jednakowe.

Układ II

Symetria względem osi i płaszczyzny do niej prostopadłej (zbrojenie jednokierunkowe włóknami typu „roving”), będąca niejako odzwierciedleniem „pokrycia” elementu na każdym kącie φ .

Układ III

Symetria względem trzech wzajemnie prostopadłych płaszczyzn (zbrojenie wielowarstwowe tkaninami), będąca odzwierciedleniem „pokrycia” elementu w trzech głównych kierunkach.

Wymienione układy symetrii sprężystej są tylko odbiciem handlowych postaci zbrojenia i nie stanowią obowiązujących prawideł budowy tych materiałów. W zastosowaniach praktycznych, szczególnie w elementach pracujących w złożonym stanie obciążeń, można spotkać jeszcze inne kombinacje rozmieszczenia włókien. Niemniej jednak każdy z możliwych sposobów zbrojenia daje w wyniku ciało o budowie symetrycznej — ciało ortotropowe, dla którego równania (1) przyjmują następującą postać:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y} - \nu_{zx} \frac{\sigma_z}{E_z} =$$

$$= \frac{1}{E_x} (\sigma_x - \nu_{xy} \cdot \sigma_y - \nu_{xz} \cdot \sigma_z)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \nu_{zy} \frac{\sigma_z}{E_z} - \nu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} =$$

$$= \frac{1}{E_y} (\sigma_y - \nu_{yz} \cdot \sigma_z - \nu_{yx} \cdot \sigma_x)$$

$$\varepsilon_z = \frac{\sigma_z}{E_z} - \nu_{xz} \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yz} \frac{\sigma_y}{E_y} =$$

$$= \frac{1}{E_z} (\sigma_z - \nu_{zx} \cdot \sigma_x - \nu_{zy} \cdot \sigma_y)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}; \quad \gamma_{zx} = \frac{\tau_{zx}}{G_{zx}}; \quad \gamma_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{G_{yz}}$$

z ogólnymi zależnościami wynikającymi z warunku istnienia potencjału sprężystego:

$$\nu_{xy} \cdot E_y = \nu_{yx} \cdot E_x; \quad \nu_{yz} \cdot E_z = \nu_{zy} \cdot E_y; \quad \nu_{zx} \cdot E_x = \nu_{xz} \cdot E_z.$$

Odpowiednie stałe sprężyste, potrzebne do opisanie własności sprężystych danego układu zbrojenia, muszą być wyznaczone doświadczalnie, podobnie jak dla ciała izotropowego, przez pomiar odkształceń przy prostych przypadkach obciążeń. Stąd też z uwagi na fakt, że stosowane powszechnie w praktyce metody pomiarów uwzględniają tylko makrostrukturę materiału, tworzywa zbrojone wykazywać będą własności jednorodnych ciał ortotropowych, aczkolwiek w swej mikrostrukturze są materiałem wybitnie niejednorodnym. Przybliżenie takie jest jednak możliwe do przyjęcia, ponieważ geometryczne wymiary ciała są duże w po-

równaniu do pojedynczej cząsteczki (włókna). Zagadnienie to w odniesieniu do innych materiałów dokładnie omawia L. V. Azaroff [3].

Z uwagi na zastosowania praktyczne istotna jest również znajomość zależności między stałymi sprężystymi w różnych kierunkach danej płaszczyzny symetrii. Potrzebne w tym zakresie związki wynikają z warunku istnienia potencjału sprężystego i w sposób dokładny ujmuje je teoria sprężystości [1] [2] przy rozpatrywaniu ciał ortotropowych. Dla zagadnienia płaskiego zależności te są następujące:

$$E_{\alpha} = \frac{E_1 \cdot a}{a \cdot \cos^4 \alpha + b \sin^2 \alpha \cdot \cos^2 \alpha + \sin^4 \alpha}$$

$$v_{\alpha} = \frac{v_{21} - \frac{1}{4} (1 + a - b) \sin^2 2\alpha}{a \cdot \cos^4 \alpha + b \sin^2 \alpha \cdot \cos^2 \alpha + \sin^4 \alpha} \quad (3)$$

$$G_{\alpha} = \frac{G_{12}}{1 + \frac{1 + a - b}{b + 2 v_{21}} \sin^2 2\alpha}$$

gdzie:

$$a = \frac{E_2}{E_1}; \quad b = \frac{E_2}{G_{12}} - 2 v_{21}$$

zaś indeksy 1, 2 oznaczają dwa wzajemnie prostopadłe kierunki w rozpatrywanej płaszczyźnie.

Przedstawione związki pozwalają na wyciągnięcie kilku wniosków natury praktycznej.

Dla $\alpha = 45^\circ$ z pierwszej zależności związków (3) otrzymuje się charakterystyczny wzór na moduł sprężystości postaciowej (czyste ścinanie przy $\sigma_1 = -\sigma_2$):

$$G_{45^\circ} = \frac{E_1 \cdot E_2}{E_1 + E_2 + 2 v_{21} \cdot E_1} \quad (4)$$

a z zależności ostatniej wzór:

$$G_{12} = \frac{E_2}{4 \frac{E_2}{E_{45^\circ}} - (1 + a) + 2 v_{21}} \quad (5)$$

który dowodzi, że własności sprężyste w dowolnym kierunku danej płaszczyzny symetrii są w pełni określone stałymi sprężystymi:

$$E_1, E_2, E_{45^\circ}, v_{21}$$

lub

$$E_1, E_2, G_{12}, v_{21}$$

tzn., że oprócz dwóch modułów sprężystości E_1, E_2 w kierunkach głównych osi symetrii i związanego z nimi współczynnika Poissona v_{21} konieczna jest również znajomość modułu sprężystości poprzecznej G_{12} lub modułu sprężystości podłużnej E_{45° dla $\alpha = 45^\circ$. Wynika stąd ważne stwierdzenie praktyczne, iż moduł sprężystości poprzecznej dla dowolnego kąta α można wyrazić przez stałe sprężyste podłużne, co stwarza możliwość dokonywania kompleksowych pomiarów sztywnościowych na próbkach płaskich przy prostym rozciąganiu.

Wymieniona ilość stałych sprężystych w odniesieniu do konkretnej płaszczyzny symetrii rozpatrywanych układów zbrojenia nie jest jednakowa. Pomijając układ I jako odpowiednik ciała izotropowego, pozostałe układy zbrojenia (rys. 3) charakteryzować się będą

następującymi stałymi sprężystymi w poszczególnych płaszczyznach:

Układ II

a) płaszczyzna xz i yz — 4 stałe sprężyste:

$$E_1, E_2, E_{45^\circ}, v_{21}$$

b) płaszczyzna xy — 2 stałe sprężyste:

$$E, \nu$$

(przy wymiarach makro jednakowe własności we wszystkich kierunkach).

Układ III

a) płaszczyzna xy i xz — 4 stałe sprężyste:

$$E_1, E_2, E_{45^\circ}, v_{21}$$

b) płaszczyzna zy — 4 stałe sprężyste:

$$E_1, E_2, E_{45^\circ}, v_{21}$$

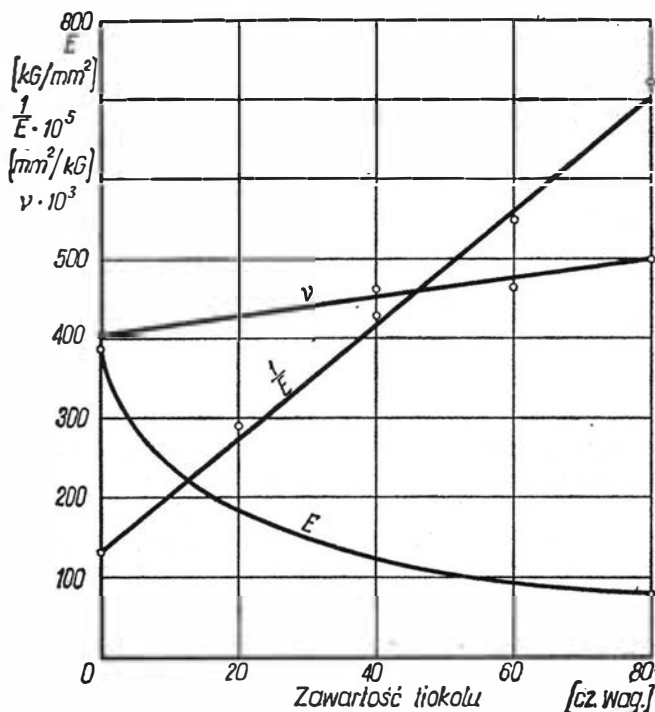
z tym, że w przypadku zbrojenia tkaninami o jednakowej ilości włókien w kierunku wątku i osnowy $E_1 = E_2$.

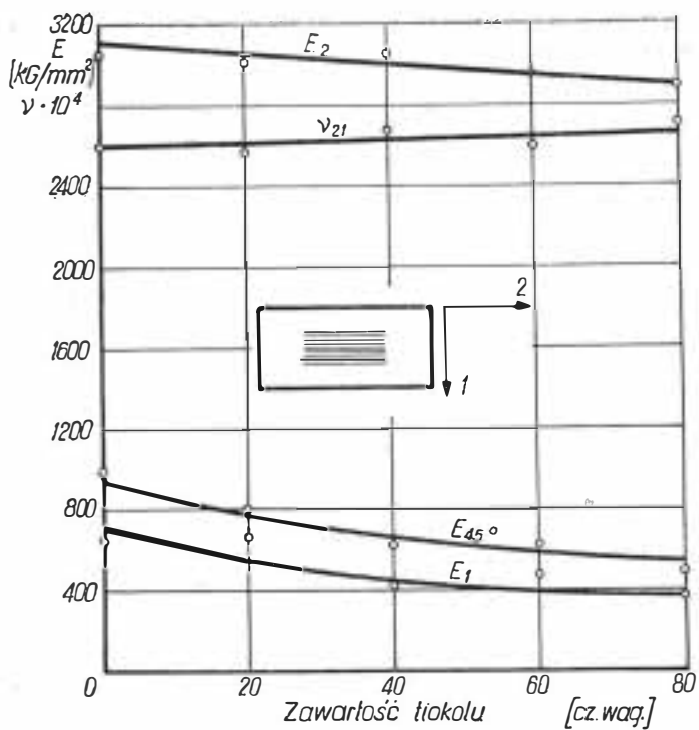
Jak już wspomniano, w zastosowaniach praktycznych przy zbrojeniu wielowarstwowym można spotkać jeszcze inne kombinacje rozmieszczenia włókien poza wymienionymi postaciami handlowymi nośnika, niemniej jednak w odniesieniu do poszczególnych warstw zbrojenia przeważnie występuje jedno lub dwukierunkowe ułożenie włókien, a ilość stałych sprężystych potrzebna do opisu własności danej warstwy w dowolnym kierunku nie przekracza liczby czterech.

Przeprowadzone badania i ich wyniki

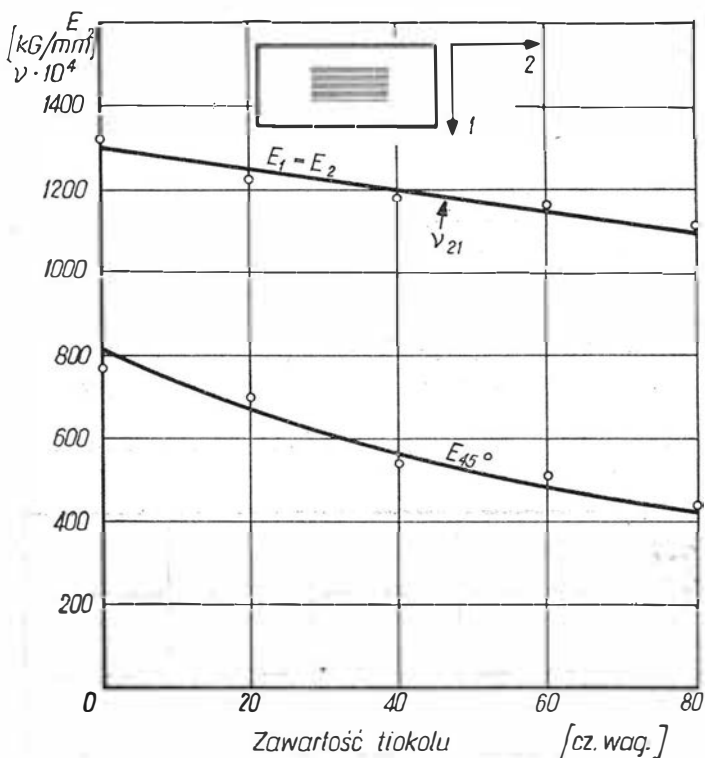
Dokonana analiza układów zbrojenia tworzyw wytycza zakres badań, jakie należy przeprowadzić dla tych materiałów w celu określenia ich anizotropii i sprężystości. Wynika z niej, iż charakter anizotropii jest zwykle znany z góry (określony sposobem zbrojenia), w związku z czym badania sprowadzają się tylko do wyznaczenia odpowiedniej ilości stałych sprężystych,

4. Zależności stałych sprężystych żywic epoksydowo-tiokolowych od zawartości tiokolu





5. Zależności stałych sprężystych od zawartości tiokolu dla kompozycji zbrojonych tkaniną „roving”



6. Zależności stałych sprężystych od zawartości tiokolu dla kompozycji zbrojonych tkaniną ST-21

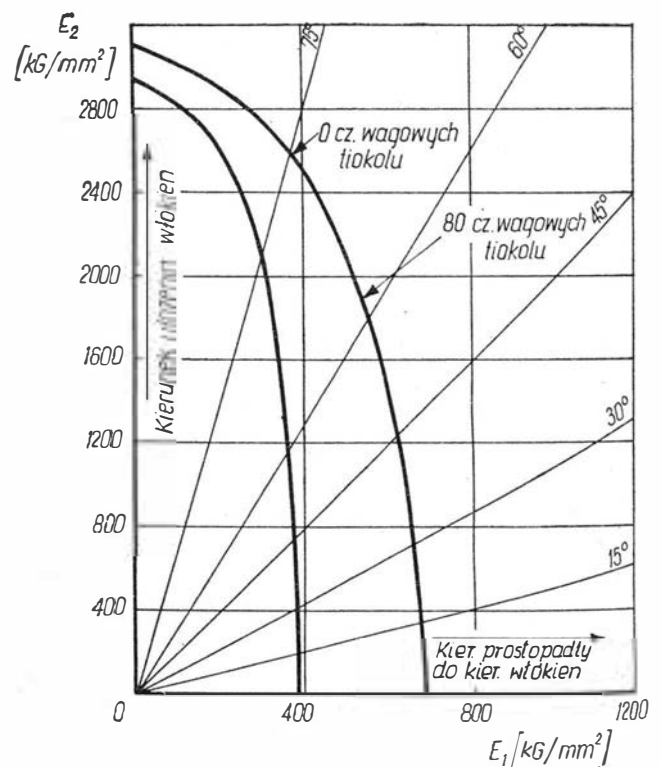
potrzebnych do opisanja własności sprężystych w dowolnym kierunku danego układu zbrojenia. Jak już wspomniano własności te są funkcją własności ciał składowych. Stąd też kompleksowe ujęcie zagadnienia wymaga przebadania całej grupy tworzyw zbrojonych w podstawowych układach o kolejno zmieniających się własnościach nośnika i środka wiążącego. Ponieważ jednak jako zbrojenia powszechnie używa się włókien szklanych mających zbliżone własności (zasadnicze różnice występują jedynie w przygotowaniu powierzchni,

tj. apreturze), zagadnienie upraszcza się znacznie, gdyż wystarcza określić tylko wpływ środka wiążącego na własności sprężyste danej kompozycji.

Zgodnie z tym poddano badaniom grupę polimerów o szerokim wachlarzu własności (od twardych aż do bardzo miękkich) zbrojonych włóknami szklanymi w rozpatrywanych układach (układ II i układ III). W układzie II zbrojenie stanowiła tkanina szklana typu „roving” o jednokierunkowym układzie włókien, a w układzie III — tkanina szklana o dwukierunkowym układzie włókien, występująca pod nazwą handlową ST-21, przy czym ilość włókien wążku była identyczna z ilością włókien osnowy. Z uwagi na trudności w znalezieniu gotowych środków wiążących o żądanych własnościach, bazowano na żywicy epoksydowej, uzyskując odpowiednie stopniowanie własności przez jej modyfikację tiokolem, jako środkiem uelastyczniającym. Przyjęto 5 typów żywic o następującym składzie:

- epidian 53 — 100 cz. wag.
- utwardzacz Z-1 — 11 cz. wag.
- tiokol — 0, 20, 40, 60, 80 cz. wag.

Badania miały na celu określenie chwilowych własności sprężystych poszczególnych kompozycji zbrojonych i prowadzone były w temperaturze pokojowej, gdyż wpływ czynnika czasu i temperatury jest zwykle tematem oddzielnych rozważań. Stąd też celem maksymalnego ograniczenia czasu pomiaru obciążenia realizowane były w sposób bezpośredni, tzn. przez przykładanie do końca próbki odpowiedniego ciężaru. Próbki do badań stosowano w postaci cienkich pasów o wymiarach 2 × 30 × 500 mm, które cięto z płyt wykonanych z zachowaniem jednakowego stosunku objętościowego składników w danym układzie zbrojenia. Miernikiem tego stosunku był ciężar właściwy, który przy zbrojeniu tkaniną „roving” wynosił 1,56 G/cm³, a przy zbrojeniu tkaniną ST-21 — 1,47 G/cm³. Z uwagi na konieczność wyznaczenia jednego ze współczynników Poissona ν_{21} pomiar odkształceń prowadzo-



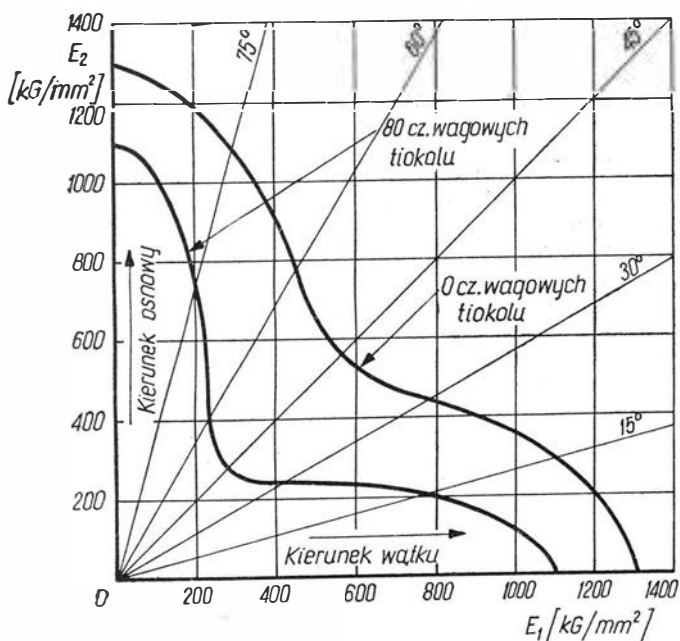
7. Wartości modułu sprężystości podłużnej w różnych kierunkach dla kompozycji zbrojonych tkaniną „roving”

ny był przy użyciu elektrycznych tensometrów oporowych, klejonych po obu stronach środkowej części próbki, z rejestracją za pomocą mostka tensometrycznego firmy Briiel-Kjaer typ 1516 (produkcja duńska).

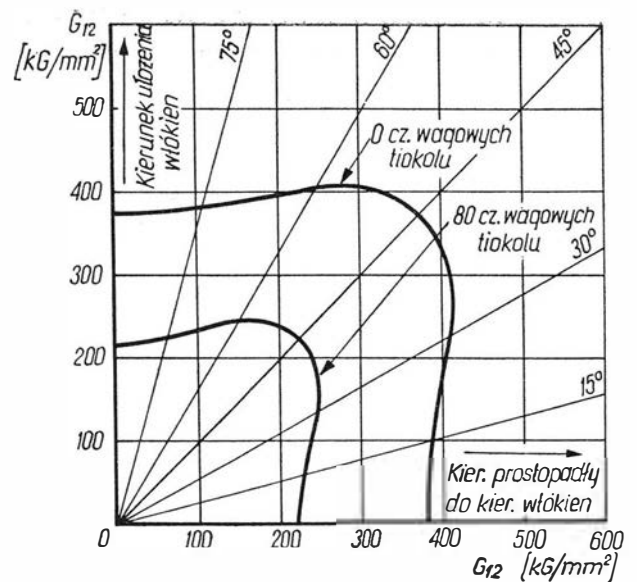
Wyniki pomiarów zawiera tablica, w której podano wartości średnie oraz występujące rozrzuty w postaci tolerancji. Każda z przedstawionych wartości stanowi średnią z wyników uzyskanych na 6 próbkach, jakich używano do określenia jednej stałej sprężystej w danym kierunku. Zamieszczone wyniki charakteryzują się dużymi rozrzutami. Tego faktu nie należy jednak łączyć bezpośrednio z własnościami kompozycji jako funkcji własności ciał składowych, gdyż jest on głównie następstwem niedoskonałości technologii zbrojenia, przede wszystkim nierównoległości ułożenia włókien w danym kierunku. Przy prawidłowym zbrojeniu rozrzuty te byłyby minimalne, gdyż z fizycznego punktu widzenia zachodzi małe prawdopodobieństwo niekorzystnego ułożenia się ewentualnych defektów poszczególnych włókien w jednym przekroju badanej próbki, jeżeli ilość tych włókien występuje w tysiącach sztuk. Stąd też celem maksymalnego wyeliminowania wpływu występujących rozrzutów na poprawność interpretacji otrzymanych wyników, zachodzące zależności przedstawione zostały za pomocą wykresów ujmujących wartości stałych sprężystych w funkcji zawartości tiokolu (elastyczności żywicy), przy czym odpowiednie krzywe wykreślono na podstawie tablicy z uwzględnieniem podanych tam wartości średnich.

Na rysunku 4 przedstawiono dla porównania wykres obrazujący własności sprężyste żywicy czystych, z którego wynika, iż zmiana modułu sprężystości podłużnej E w funkcji zawartości tiokolu przedstawia zależność hiperboliczną a zmiana współczynnika Poissona ν — linią prostą, która osiąga wartość maksymalną $\nu \approx 0,5$ przy zawartości 80 cz. wag. tiokolu.

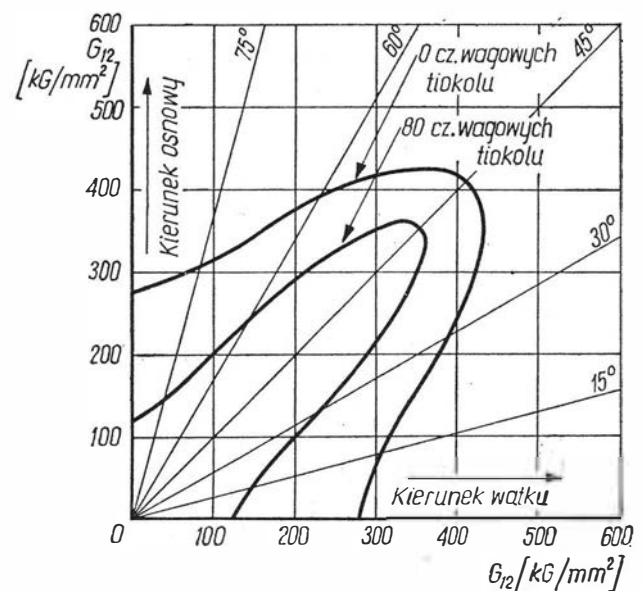
Podobnie w kompozycjach zbrojonych (rys. 5—8) wzrost elastyczności żywicy obniża moduły sprężystości podłużnej w obu układach zbrojenia, z tym, że dla układu II największy spadek daje się zauważyć w kierunku prostopadłym do kierunku ułożenia włó-



8. Wartości modułu sprężystości podłużnej w różnych kierunkach dla kompozycji zbrojonych tkaniną ST-21



9. Wartości modułu sprężystości poprzecznej w różnych kierunkach dla kompozycji zbrojonych tkaniną „roving”



10. Wartości modułu sprężystości poprzecznej dla kompozycji zbrojonych tkaniną ST-21

kien, a dla układu III — pod kątem $\alpha = 45^\circ$. Dotyczy to także modułów sprężystości poprzecznej (rys. 9 i 10). Rysunki 7—10 zostały wykonane przy wykorzystaniu zależności (3). Ujmują one cały zakres zmian modułów we wszystkich kierunkach dla skrajnych zawartości tiokolu (0 i 80 cz. wag.). Chociaż dla obu układów spadek E_α i G_α wraz ze wzrostem zawartości tiokolu jest wyraźny w każdym kierunku, to jednak wykazują one pod tym względem odmienne właściwości. O ile dla układu II spadek E_α przy $\alpha = 0$ jest nieproporcjonalnie duży w stosunku do $\alpha = 90^\circ$, a spadek G_α prawie równomierny we wszystkich kierunkach, to dla układu III występują duże spadki zarówno E_α jak i G_α , z tym że ich maksima są przesunięte o kąt $\alpha = 45^\circ$.

Te zmiany modułów sprężystości, wywołane stopniem uelastycznienia żywicy, są potwierdzeniem przypuszczeń, iż udział żywicy w przenoszeniu obciążeń nie jest jednakowy we wszystkich kierunkach (mały w kierunku ułożenia włókien, duży w kierunku prostopadłym do włókien). Tym też należy tłumaczyć cha-

Wyniki pomiarów sztywnościowych kompozycji zbrojonych

Typ zbrojenia	Zawartość tiokolu	Moduł sprężystości podłużnej pod kątem 45° do kier. włókien	Moduł sprężystości podłużnej w poprzek włókien	Moduł sprężystości podłużnej wzdłuż włókien	Współ. Poissona — skrócenie w kier. 1 do wydłużenia w kier. 2
		E_{45° [kG/mm ²]	E_1 [kG/mm ²]	E_2 [kG/mm ²]	ν_{21}
Zbrojenie tkaniną „roving” o jednokierunkowym układzie włókien	0	880 ± 90	640 ± 72	2920 ± 130	0,260 ± 0,03
	20	700 ± 78	660 ± 56	2910 ± 170	0,256 ± 0,02
	40	600 ± 84	430 ± 88	2930 ± 87	0,270 ± 0,03
	60	620 ± 96	480 ± 95	2880 ± 145	0,262 ± 0,03
	80	500 ± 102	400 ± 84	2860 ± 98	0,272 ± 0,04
Zbrojenie tkaniną szklaną ST-21 o dwukierunkowym układzie włókien (osnowa wątek)	0	770 ± 100	—	1320 ± 105	0,130 ± 0,01
	20	700 ± 88	—	1210 ± 92	0,121 ± 0,02
	40	550 ± 76	—	1190 ± 67	0,120 ± 0,03
	60	520 ± 84	—	1180 ± 85	0,120 ± 0,02
	80	440 ± 66	—	1120 ± 70	0,110 ± 0,03

akter zmian współczynników Poissona ν_{21} . Tam gdzie ten udział jest duży, jak np. przy zbrojeniu tkaniną „roving” (odkształcenia w kierunku prostym do włókien), ν_{21} rośnie wraz ze wzrostem zawartości tiokolu, gdyż rośnie ν czystej żywicy, natomiast tam, gdzie ten wpływ jest niewielki, jak np. przy zbrojeniu tkaniną ST-21 (w kierunku poprzecznym ułożono włókna wątku), ν_{21} wykazał nawet tendencje spadkowe, przyjmując zależność zbliżoną do $E_2 = E_1$.

Reasumując powyższe ogólnie można stwierdzić, że wzrost elastyczności żywicy wpływa ujemnie na wielkość stałych sprężystych kompozycji w dowolnym kierunku, niemniej jednak z uwagi na fakt, że wpływ ten jest różny w poszczególnych kierunkach, zagadnienie uelastycznienia żywic przeznaczonych do zbrojenia nie jest pozbawione znaczenia praktycznego, gdyż stwarza możliwości swobodnej modyfikacji własności w danym kierunku.

Są to spostrzeżenia jakich można dokonać na podstawie uzyskanych wyników. Dokładne wyjaśnienie wpływu elastyczności żywicy na własności sprężyste kompozycji zbrojeniowej, jak również właściwe ujęcie istoty zachodzącego zjawiska wymaga przede wszystkim wyjaśnienia mechanizmu współpracy włókno-żywica. Konieczne są tutaj zarówno wyczerpujące rozważania teoretyczne, jak i badania eksperymentalne prowadzone na specjalnych próbkach modelowych. Stanowi to już jednak inną klasę zagadnień uwzględniających niejednorodność materiału oraz jego dyskretną, mikroskopową budowę.

Dla zastosowań praktycznych załączone wyniki badań w dostatecznym stopniu obrazują charakter anizotropii i własności sprężystych spotykanych w praktyce tworzyw zbrojonych włóknem szklanym, bez uwzględnienia wpływu czasu i temperatury. Chociaż nie ujmują one wartości bezwzględnych możliwych do uzyskania z użytych materiałów wyjściowych, jak również nie określają w sposób dokładny krzywych zależności zmian własności danej kompozycji w funkcji zmian własności jednego z jej ciał składowych, stanowią jednak dobre przybliżenie tych wartości.

Wnioski

Z przeprowadzonych wyżej rozważań wynikają następujące wnioski:

1) tworzywa zbrojone traktować można jako jednorodne ciała ortotropowe o ortotropii wynikającej ze sposobu zbrojenia,

2) własności sprężyste tworzyw zbrojonych są bezpośrednią funkcją własności ciał składowych i w związku z tym z uwagi na lepkosprężystość środka wiążącego należy je traktować jako ciała chwilowo liniowo sprężyste,

3) wpływ elastyczności żywicy na wartości stałych sprężystych jest wyraźny we wszystkich kierunkach danego układu zbrojenia, jednak dokładne określenie zachodzących w tym zakresie zależności wymaga całkowitego wyjaśnienia mechanizmu współpracy włókno-żywica,

4) duży wpływ na własności sprężyste tworzyw zbrojonych wywiera technologia zbrojenia.

Literatura

1. Law: „Matematyczeskaja teoria uprugosti”. ONTJ, 1936 r.
2. Lechnicki: „Anizotropnyje plastinki”, Moskwa 1957 r.
3. Azaroff: „Struktura i własności ciał stałych”, WNT, Warszawa, 1964 r.
4. Ferry: „Lepkosprężystość polimerów”, WNT, Warszawa, 1965 r.

Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne

Realizacja lotów ku odległym planetom, zwłaszcza zaś wypraw załogowych, wymaga użycia potężnych statków nośnych. Nie chodzi tu w zasadzie o jakieś gigantyczne wymiary pomieszczeń dla ludzi i aparatury oraz magazynów z zasobami żywności, gazów oddechowych czy leków. Do podróży załogi trójosobowej na Księżyc i z powrotem na Ziemię potrzebny jest statek o masie tylko 40 ton. Aby wyprawić ten statek ku Srebrnemu Globowi trzeba posłużyć się rakieta nośną o nie spotykanym dotąd ciągu — bliskiemu 3500 ton.

Taki ciąg, wynoszący kilka tysięcy ton, można dziś uzyskać ciągle jeszcze posługując się klasycznym sposobem napędu — wykorzystując energię chemiczną, wyzwalamą się podczas spalania odpowiednich materiałów pędnych, ciekłych lub stałych. Jest to związane z koniecznością stosowania niezwykle wielkich rakiet. Budowana obecnie amerykańska rakietka nośna „Saturn” 5 będzie miała wysokość około 80 m, a wraz z zespołem „Apollo” (w którym trójosobowa załoga ma odbyć lot na Księżyc) — 110 m. Masa startowa rakiety łącznie ze statkiem „Apollo” wyniesie blisko 2700 t.

Konstruowanie jeszcze większych rakiet o napędzie chemicznym z natury rzeczy musi napotkać na zasadnicze trudności.

Dlatego też uwaga uczonych i inżynierów zwróciła się, w stronę innych rodzajów napędu raketowego niż chemiczny. Zainteresowano się w szczególności dwoma: jądrowym i elektrycznym¹⁾.

Pierwszy z nich umożliwia uzyskanie prędkości wylotowych i związanych z tym ciągów wyraźnie większych niż w przypadku gazów spalinowych, powstających z materiałów chemicznych.

Napęd elektryczny odznacza się znikomym wprawdzie ciągiem, ale elektryczny silnik raketowy może działać przez bardzo długi okres czasu. Są już to nie minuty jak we współczesnych raketach chemicznych, lecz miesiące, a w przyszłości — lata. Skoro zaś silnik będzie działał przez tak długi okres czasu, statek będzie mógł stopniowo się rozpędzając rozwinąć w końcu prędkość co najmniej wielu dziesiątków km/sek. Umożliwi to dotarcie do dalekich nawet planet naszego Układu Słonecznego w rozsądnie krótkim czasie.

Ciąg uzyskiwany przy elektrycznym napędzie raketowym jest mały i nawet w okresie najbliższych lat nie osiągnie znaczniejszych wartości. W przypadku napędu jonowego jest on rzędu gramów. Można przewidywać, iż w ciągu najbliższych 10—15 lat wzrośnie on do rzędu kilogramów, a pod koniec bieżącego stulecia osiągnie wartość dziesiątków kilogramów. Jednakże prędkość wylotowa czynnika, w tym przypadku jonów, osiągać będzie wartość setek km/sek — w porównaniu z wartością około 3 km/sek dla gazów rakiet chemicznych czy niewiele ponad 7 km/sek, jaką uzyskuje wodor w prototypach jądrowych układów napędowych.

Ta znaczna prędkość wylotowa osiągnana w silnikach jonowych nie rekompensuje oczywiście znikomego ciągu. Stąd konieczne będą bardzo długie okresy działania silników — rzędu setek dni i lat. W roku 1964 rozwój silników jonowych znajdował się pod tym względem w fazie pośredniej, gdyż czasy ich działania wyniosły tysiące godzin. W listopadzie 1966 r. minął 341 dzień nieprzerwanego działania jednego z prototypów doświadczalnych małego silnika jonowego (cezewego).

Miarą wielkości postępu dokonanego w tej dziedzinie mogą być jeszcze inne wskaźniki. I tak, całkowite zużycie energii na jedną parę jonów zmalało od 35 000 eV w roku 1958, do 600 eV przy końcu 1962 r. Ilość cząstek traconych z wiązki jonów przyśpieszanych w silniku wskutek zderzeń z elektrodami przyśpieszającymi i ogniskującymi zmniejszyła się z ponad 50% w roku 1958 do mniej niż 0,01% w 1963 roku.

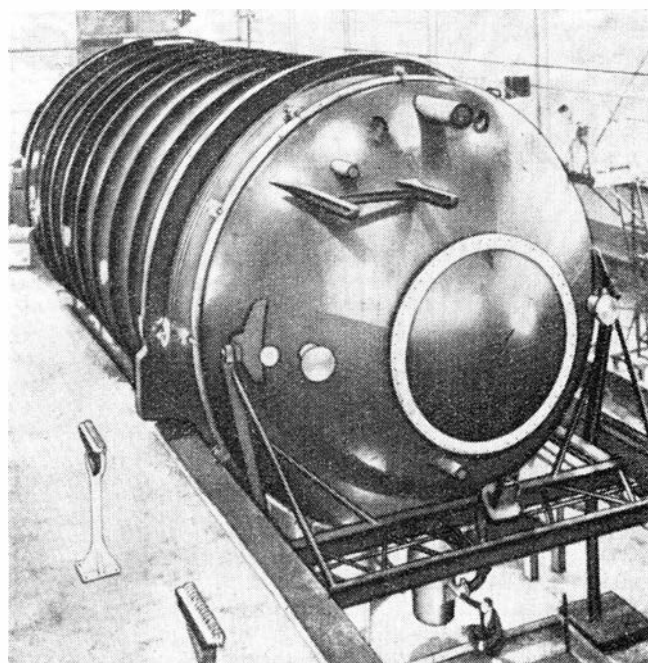
Gdy w roku 1960 silnik jonowy wyrzucał wiązkę, której całkowite natężenie wynosiło zaledwie 0,1 A, w 5 lat później analogiczne, udoskonalone urządzenia wytwarzały strumienie o natężeniu 20 A. Uruchomiono — na razie w laboratorium — prototypowe baterie wyrzutni jonowych o mocy 30 kW oraz pojedynczą wyrzutnię jonów o takiej samej mocy, wysyłającą wiązkę cząstek, której średnica wynosiła 0,5 m. Od wyrzutni do kompletnego silnika prowadzi jednak długa droga, gdyż potrzebny tu jest jeszcze skomplikowany układ elektrod przyśpieszających i pewne urządzenia pomocnicze, niezbędne do prawidłowego działania całości.

Problemy te rozwiązano w przypadku mniejszych urządzeń. I tak np. w roku 1964 silnik jonowy, rtęciowy, skonstruowany w amerykańskim ośrodku Lewis, miał impuls właściwy bliski 5000 sek, a silnik cezewy przedsiębiorstwa Hughes — nawet 8000 sek.

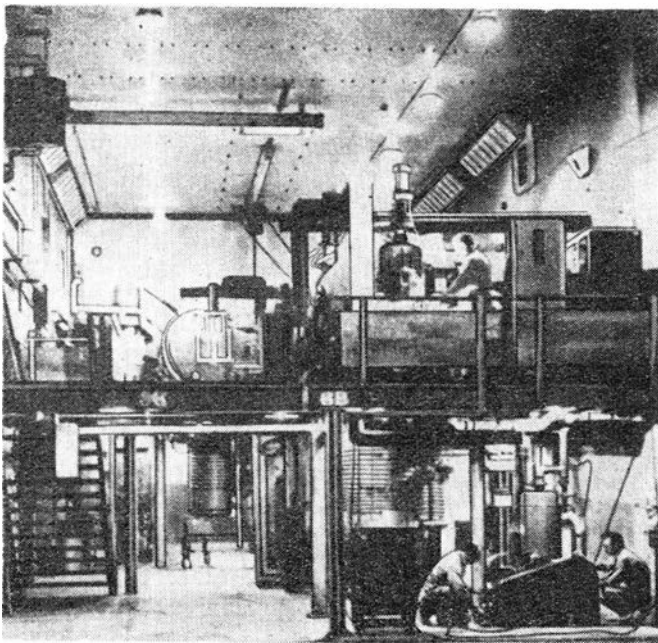
Przed rokiem 1965 sprawność energetyczna (sprawność elektryczna) silników jonowych była mniejsza od 50%. W późniejszych latach i w nowszych urządzeniach sprawność wykorzystania zarówno energii, jak i materiału pędnego (dostarczającego jonów) wzrosły do 80—90%.

Zaczęto też przeprowadzać próby silników jonowych w przestrzeni kosmicznej. Amerykanie po raz pierwszy przeprowadzili taką próbę wysyłając silnik jonowy za pomocą rakiety „Scout” w dniu 20 lipca 1964 roku na wysokość 4000 km. Silniczek, zwany SERT 1, wykorzystujący jony rtęci (skonstruowany w ośrodku Lewis amerykańskiej agencji kosmicznej NASA w Cleveland w stanie Ohio) posłużył tu do zahamowania ruchu

1. Komora kosmiczna do prób silników jonowych w warunkach podobnych do tych, jakie panują w przestrzeni kosmicznej



¹⁾ Szczegółowe omówienie tych napędów znajduje się w zeszytach „Techniki Lotniczej” 1 i 2 z 1964 r. oraz 2 i 3 z 1966 r.



2. Zespół komór kosmicznych amerykańskiego ośrodka badawczego Lewis, służących do badań silników jonowych. Komory znajdują się na górnej kondygnacji. Na dolnej kondygnacji umieszczono zespoły pomp próżniowych

obrotowego głowicy rakiety nośnej. W czasie trwania lotu był on dwukrotnie włączany i wyłączany. Jego ciąg był jednak znikomy — około 3 G, a łączny czas działania krótki — około 30 minut. Uzyskany impuls właściwy wyniósł 4900 sek, prędkość jonów 47,5 km/sek, moc zasilająca 1,4 kW, sprawność energetyczna 48,5%. Średnica dyszy wylotowej była równa około 19 cm. Szczególne znaczenie miało tu sprawdzenie skuteczności zobojętniania wyrzucanej z silnika wiązki jonów dodatkich strumieniem elektronów wstrzykiwanych w nią w fazie opuszczania dyszy wylotowej.

Znacznie większe sukcesy na tym polu zanotowali specjaliści radzieccy. Jaki wiadomo, statek „Woschod” 1 został wyposażony w silniki jonowe, umożliwiające zmianę usytuowania w przestrzeni tego dużego statku kosmicznego.

Następne lata przyniosły dalszy postęp w omawianej dziedzinie. W listopadzie 1966 roku zakończono próbę silnika na jony cezu, skonstruowanego przez specjalistów z przedsiębiorstwa Electro-Optical Systems. Silnik, jak już wspomniano, działał bez przerwy przez 341 dni. Uzyskany impuls właściwy wyniósł 5010 sek, sprawność energetyczna 72,3%, ciąg 3,2 G.

W końcu roku 1968 przewiduje się realizację doświadczenia SERT 2. Dwa silniki jonowe zostaną umieszczone w amerykańskim sztucznym satelicie Ziemi, którego wyśle się na kołową orbitę biegunową, przebiegającą na wysokości około 1000 km nad powierzchnią Ziemi. Każde z obu urządzeń napędowych będzie zasilane mocą 1 kW. Dysze wylotowe będą miały średnicę 15 cm. Zgodnie z oceną specjalistów zebrane w czasie działania silników SERT 2 doświadczenia umożliwią skonstruowanie urządzeń o 3-krotnie większych wymiarach. Planowany czas działania silników jonowych SERT 2 wynosi co najmniej pół roku.

W celu wykorzystania silników jonowych do napędu większych obiektów kosmicznych należy oczywiście zwiększyć odpowiednio moc zasilającą i poprawić szereg innych charakterystyk tych układów. W oparciu o obliczenia teoretyczne można już dziś określić pewne typowe da-

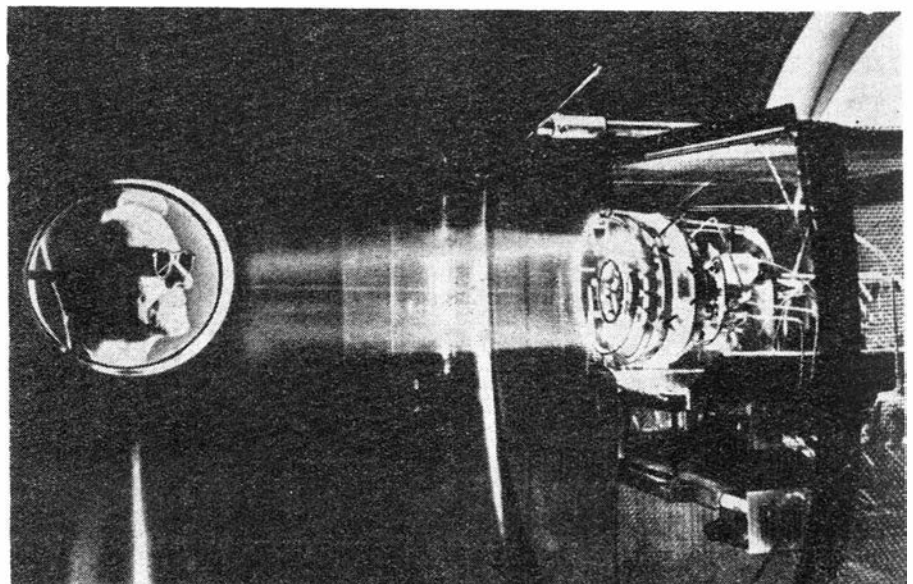
ne w przypadku realizacji różnych misji przy użyciu silników elektrycznych. I tak, już przy użyciu źródła elektryczności o mocy 30 kW byłoby możliwe przeprowadzenie szeregu przedsięwzięć kosmicznych w sąsiedztwie Ziemi. Należałoby jednak najpierw odpowiedni obiekt, wyposażony w silnik jonowy o impulsie właściwym około 4000 sek, umieścić na orbicie parkingowej, kołowej, opasującej Ziemię na wysokości około 500 km. Obiekt tego rodzaju o masie około 2 t mógłby stać się satelitą stacjonarnym, gdyby jego silnik działał przez 155 dni. Przy masie startowej 1,9 t oraz czasie działania układu napędowego, wynoszącym 195 dni, obiekt uzyskałby prędkość ucieczki, tzn. około 11,2 km/sek. Gdyby zaś masa startowa przy opuszczeniu orbity parkingowej wynosiła 1,85 t, to po 220 dniach nieprzerwanego działania silnika jonowego obiekt mógłby stać się, po wykonaniu odpowiednich manewrów, sztucznym satelitą Księżyca.

Zgodnie z wynikami badań przeprowadzonych w ośrodkach Electro-Optical Systems oraz Hughes Aircraft Co. stosunek masy całego zespołu napędowego silnika jonowego do mocy zasilającej nie powinien przekraczać 38 kg/kW. W przeciwnym przypadku użycie silnika jonowego jest niecelowe. Ta graniczna wartość stosunku masy do mocy jest obecnie możliwa do osiągnięcia.

Dodatkowe poważne ograniczenie stanowi stosunkowo wielka masa pokładowych źródeł energii elektrycznej o długim okresie użytecznego działania, przypadająca na jednostkę wytwarzanej przez nie mocy. Gdyby ograniczyć się do takich układów, których moc nie przekracza 50 kW, to już w najbliższych latach można by wykorzystać baterie ogniw słonecznych, skonstruowane na podstawie dotychczas zebranych doświadczeń. Przy mocy zasilającej 50 kW można by uzyskać ciąg dochodzący do prawie 0,5 kG. Jest to oczywiście wartość ciągle jeszcze bardzo mała. Większych mocy mógłby dostarczyć odpowiedni reaktor jądrowy. W tym jednak przypadku, przede wszystkim ze względu na konieczność stosowania odpowiednich osłon przed promieniowaniem, masa źródła energii, przypadająca na jednostkę mocy, musiałaby wzrosnąć do nadmiernie dużych wartości.

Dokonano oceny możliwości wykorzystania silników jonowych, jakich należy spodziewać się z początkiem lat siedemdziesiątych, do napędu udoskonalonych próbników planetarnych typu „Voyager”. Jak wiadomo, próbniiki te mają zostać wysłane ku planecie Mars, aby wyrzucić specjalne pojemniki lądujące w sposób łagodny na jej powierzchni. Okazało się, że przy użyciu rakiety „Saturn” 1B — „Centaur”, „Voyager” dotarłby do Marsa po upływie około 200 dni, a jego prędkość w bezpośrednim sąsiedztwie planety wyniosłaby mniej więcej 3,5 km/sek. „Voyager” wyposażony natomiast we wspomniane silniki jonowe dotarłby do Marsa do-

3. Próba silnika jonowego w komorze kosmicznej



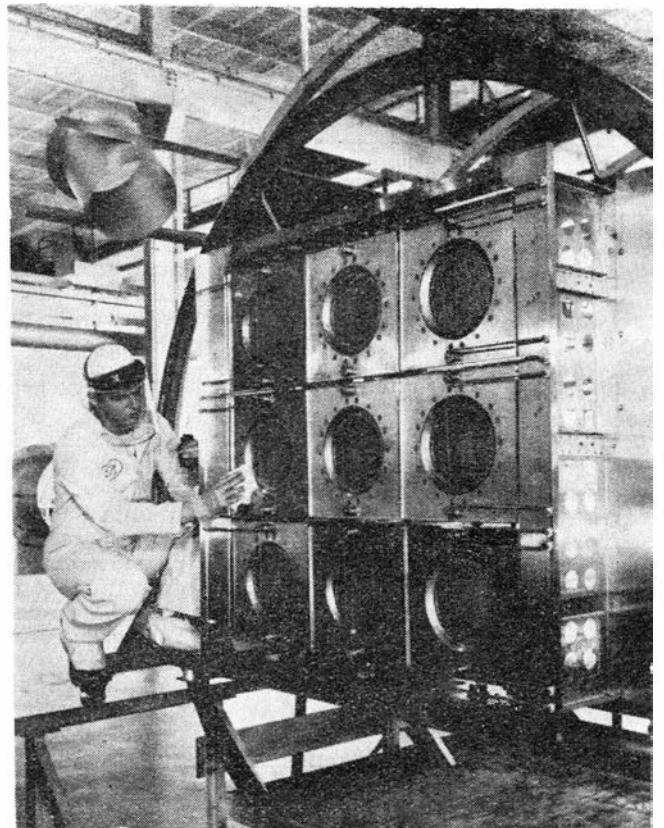
piero po 300 dniach, przy czym prędkość jego w końcowej fazie lotu byłaby równa tylko około 1 km/sek.

Inaczej przedstawiałaby się sytuacja w przypadku próbników dalszych planet, np. Jowisza. Zgodnie z wynikami obliczeń, przeprowadzonych w ośrodku Jet Propulsion Laboratory, do wysłania tego rodzaju obiektu kosmicznego o masie 200—350 kg można by wykorzystać rakietę „Atlas-Centaur” oraz silniki jonowe. Źródło energii o mocy 25 kW stanowiłyby baterie ogniwo słonecznych o powierzchni czynnej 225 m².

W ostatnich latach zostały również opublikowane projekty przyszłościowe ekspedycji na sąsiednie planety, w czasie których wykorzystywano by napęd jonowy, oparte nie na przewidywanym stanie techniki w najbliższych latach, lecz na rzeczywistych potrzebach. Okazało się, że przy praktycznej realizacji typowego lotu załogowego na Marsa z wokołoziemskiej orbity parkingowej, przebiegającej na wysokości 320 km nad Ziemią, potrzebne będzie źródło energii o mocy elektrycznej 40 MW. Tak znacznej mocy będzie mógł za lat 20 dostarczyć reaktor jonowy rozszczepieniowy. Powierzchnia czynna silnika jonowego wyniosłaby w tym przypadku aż 14 m², prąd jonowy zaś miałby natężenie 2740 A. Układ napędowy musiałby działać nieprzerwanie przez 140 dni na trasie Ziemia-Mars i przez analogiczny okres na trasie powrotnej. Całkowity czas podróży tam i z powrotem wynosiłby jednak aż 560 dni, włączając w to 30-dniowy pobyt na orbicie parkingowej nad Marsem i 48-dniowy okres oczekiwania na start na wokołoziemskiej orbicie satelitarnej u samego wstępu ekspedycji. Warto tu jeszcze dodać, że prędkość wylotowa jonów z dyszy silnika wynosiłaby około 140 km/sek, ciąg układu napędowego — 56 kG, a przyspieszenie — tylko 0,0001 przyspieszenia ziemskiego.

Jeżeli chodzi o silniki plazmowe, to w ostatnich latach udało się do pewnego stopnia opanować niektóre trudności. Dzięki pomysłowej konstrukcji, zastosowanej przez Ducatiego, opanowano problem erozji elektrod pomimo zwiększenia natężenia prądu plazmy nawet do 3000 A. W tych warunkach uzyskano impuls właściwy rzędu 10 000 sek, a sprawność urządzeń mogła wzrosnąć do ponad 50%.

Jednocześnie małe silniki plazmowe zostały wysłane w przestrzeń kosmiczną. Zastosowano je po raz pierwszy w radzieckim próbniku Marsa „Sonda” 2. Sześć tych silników wykorzystano tu do utrzymywania „Sondy” 2 w odpowiednim położeniu względem Słońca. Nie zastosowano ich zatem jeszcze do napędu, gdyż miały zbyt mały ciąg. Niemniej jednak próba ta stanowi pewien przełom, gdyż nastąpiła w przestrzeni kosmicznej, a polegała nie na prostym sprawdzeniu działania urządzeń, lecz na ich wykorzystaniu do spełniania ważnych czynności.



4. Bateria 9 silników jonowych po próbie w komorze kosmicznej

W roku 1966 silniki plazmowe zostały wypróbowane w radzieckiej rakiecie geofizycznej „Jantar” 1, przedłużając skutecznie okres pobytu głowicy z urządzeniami pomiarowymi w jonosferze.

Należy jeszcze podkreślić, że praktyczna realizacja napędu elektrycznego raket wiąże się nieodłącznie z koniecznością zastosowania źródeł energii elektrycznej o dostatecznie dużej mocy. W przypadku sztucznych satelitów Ziemi moc ta musiałaby wynosić kilowaty czy — przy dużych obiektach i dla odleglejszych orbit — dziesiątki kilowatów. Moc dziesiątków kilowatów byłaby również potrzebna do napędu próbników międzyplanetarnych. Natomiast loty załogowe, np. na Marsa czy na Wenus, wymagałyby użycia mocy rzędu dziesiątków megawatów. Do praktycznego zaspokojenia tak znacznego zapotrzebowania energii stosowane będą reaktory jądrowe lub w dalszej przyszłości reaktory termojądrowe.

wał dorobek pierwszego dziesięciolecia kosmicznej ery Ziemi i wytyczył perspektywy dalszego rozwoju astronautyki, oparte na bazie przygotowywanych bądź zrealizowanych już dokonań. W Kongresie wzięło udział 1200 uczestników. Na przewodniczącego wybrany został ponownie L. Napolitano. Wiceprzewodniczącymi zostali uczeni z ZSRR, Jugosławii, Rumunii i NRF.

■ Międzynarodowa Federacja Astronautyczna (IAF) skupia organizacje astronautyczne kilkudziesięciu krajów świata. Do organizacji tych należą niemal wszyscy uczeni, którzy zajmują się zagadnieniami astronautyki. Działalność M.F.A. polega na organizowaniu międzynarodowych kongresów i prowadzeniu prac naukowych. Międzynarodowa Akademia Astronautyczna związana z M.F.A. liczy obecnie ponad 200 członków (ok. 100 rzeczywistych i 100 korespondentów) wybieranych na zasadach podobnych do obowiązujących w wielu krajowych akademiach nauk. Akademia prowadzi prace naukowe i organizuje międzynarodowe sympozja. W M.F.A. prof. dr M. Łuncz zajmuje się sprawami związanymi ze szkolnictwem. Obecnie interesuje się on w szczególności dwoma zagadnieniami: wykorzystaniem astronautyki do rozpowszechnienia nauki i oświaty w dziedzinie planetarnej oraz ukonstytuowaniem międzynarodowych grup studenckich na wyższych uczelniach.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Trzej polscy piloci wyczynowi: St. Kasperek, F. Kowala i E. Mikotajczyk uzyskali 6, 7 i 8 lokatę w Międzynarodowych Zawodach Akrobacji Samolotowej w Magdeburgu. Ogółem startowało 18 pilotów. Prócz Niemców (NRD) i Polaków w zawodach wzięli udział piloci Zw. Radzieckiego i Węgier.

■ W Szybowcowych Mistrzostwach Jugosławii Polacy zajęli czwarte (K. Gorzkiewicz) i dziesiąte miejsce (P. Majewska). W zawodach brało udział 28 zawodników; z zagranicy tylko Polacy.

■ Szybowcowe Mistrzostwa Węgier przyniosły zwycięstwo polskiemu zawodnikowi mgrowi inż. H. Muszczyńskiemu z Ostrowca Wlkp. W zawodach startowało 33 pilotów narodowości węgierskiej, polskiej, niemieckiej (NRD) i czeskiej. Dominował sprzęt polski: Foki i Muchy-Standard.

■ W ciągu trzech kwartałów 1967 r. „Aeroflot” włączył do swej sieci 110 nowych linii lotniczych. Przedsiębiorstwo to obsługuje 550 tys. km w regularnych

połączeniach krajowych oraz 150 tys. km linii zagranicznych, łączących Związek Radziecki z 53 państwami. Wielkość pracy przewozowej „Aeroflotu” określają liczby: ponad 50 mln pasażerów przewiezionych w 1967 r., 75 mln osób planowanych do przewozu w 1970 r. W ciągu 2 lat w ZSRR zostanie zbudowanych 200 lotnisk lokalnych oraz 35 portów lotniczych.

■ Po „Aeroflocie” — „Air France” ma najsilniej rozwiniętą sieć połączeń — ogółem 350 000 km łącząc 123 miasta w 69 krajach na 5 kontynentach. „Air France” zajmuje 8 miejsce wśród towarzystw zrzeszonych w IATA i 4 miejsce (po TWA, Panam i BOAC) na liście przewoźników międzynarodowych.

■ Samoloty towarzystw należących do IATA przewiozły przez Atlantyk w pierwszej połowie 1967 r. 2 016 653 pasażerów. Jest to o 14,5% więcej niż w analogicznym okresie roku ubiegłego; przewóz towarów wzrósł — o 13,1%.

■ XVIII Kongres Międzynarodowej Federacji Astronautycznej (IAF) odbył się jesienią w Belgradzie. Kongres podsumo-

ŚMIGŁOWIEC Z DODATKOWYM CIĄGIEM LOCKHEED AH-56A

W maju 1967 r. opuścił halę montażową prototyp — przeznaczony do naziemnych prób dynamicznych — taktycznego śmigłowca bojowego z dodatkowym napędem śmigłowym Lockheed AH-56A „Cheyenne”. Wstępny projekt tego śmigłowca odniósł zwycięstwo w konkursie na nowoczesny bojowy system pionowego startu AAFSS (Advanced Aerial Fire Support System).

Zadanie programu AAFSS polega na zbudowaniu systemu VTOL, który nadawałby się do towarzyszenia śmigłowcom transportowym, do ogniowego wsparcia oddziałów lądowych oraz do osłony oddziałów desantowych. Zgodnie z założeniami programu prędkość maksymalna systemu ma wynosić przynajmniej 418 km/h oraz ma być spełniony warunek 10-minutowego zawisu w warunkach frontowych. Pozostawiono swobodę w wyborze między samolotem pio-

nowego startu a śmigłowcem. Ze względu na krótki termin realizacji programu biorące udział w konkursie firmy zdecydowały się na zaprojektowanie śmigłowca.

Projekty konkursowe przedstawiły tylko dwie firmy: Sikorsky — śmigłowiec S-66- i Lockheed-śmigłowiec CL-840. Obie firmy wybrały układ ze skrzydłem i dodatkowym ciągiem wytwarzanym przez śmigło pchające. Układ taki nie tylko zapewnia dużą prędkość w locie poziomym oraz dużą stateczność, lecz również umożliwia przymusowe lądowanie techniką stosowaną w przypadku samolotów. Cechą charakterystyczną projektu firmy Sikorsky stanowiło zastosowanie pojedynczego śmigła ogonowego (tzw. Rotoprop) spełniającego zadanie śmigła kompensującego moment obrotowy śmigłowca i — po przestawieniu o 90° — śmigła napędowego.

Czynnikiem, który zdecydował o przyznaniu pierwszeństwa projektowi Lockheed, był sztywny (bezp-

gubowy) wirnik, który przy znacznie prostszej konstrukcji zapewnia śmigłowcowi dużą stateczność własną, co jest szczególnie ważne w przypadku śmigłowca mającego służyć jako „uzbrojona platforma”. Wirnik taki nie jest również pozbawiony wad, wymaga bowiem zastosowania bardziej wytrzymałej konstrukcji — średnica wału wirnika śmigłowca AH-56A wynosi 295 mm, a obsady łopat wykonane są jako masywne elementy ze stopu tytanu, co odbija się niekorzystnie na ciężarze śmigłowca.

Konstrukcja śmigłowca Lockheed AH-56A jest skorupowa. Zwracając uwagę małe lotki na końcach skrzydła z niewielkim skosem i zamocowane na stateczniku kierunku kółko ogonowe. Koła główne są chowane w gondolach przykadłubowych, w przednich częściach których mieści się paliwo; w tylnej części jednej z gondol jest zabudowany pomocniczy turbinowy zespół energetyczny (APU — Auxiliary Power Unit).

Do napędu śmigłowca zastosowano dwuwałowy silnik turbinowy General Electric T64-GE-16 o mocy startowej 3435 KM. Jest on zabudowany w kadłubie za wirnikiem nośnym. W locie na małej wysokości z prędkością 400 km/h — gdy wirnik jest w dużym stopniu odciążony przez skrzydło — silnik przekazuje ok. 3000 KM do napędu czteropłatowego śmigła pchającego.

Śmigłowiec jest wyposażony w zintegrowany system automatycznego sterowania, nawigacji i lokalizacji. Na system ten składa się — obok przyrządów pilotażowych — automatyczny pilot, radar do określania pozycji śmigłowca, urządzenie nawigacyjne dopplera, radar do lotów przy ziemi, radar o zobrażowaniu bocznym, urządzenie ostrzegawcze i rolkowy przyrząd z mapą taktyczną. Wymienione urządzenia mają umożliwić następujące operacje we wszystkich warunkach meteorologicznych i w nocy:

- automatyczny lot przy ziemi z „dopasowaniem” toru lotu do terenu,
- niezależną od urządzeń naziemnych nawigację od punktu wyjścia do punktu docelowego,
- sterowany automatycznie lub ręcznie lot zespołowy w warunkach IFR (małej widzialności),
- lądowanie systemem ILS,
- lokalizację nieprzyjacielskich urządzeń radarowych,
- lokalizację nieprzyjacielskich celów ruchomych i statycznych w warunkach małej widzialności i w nocy.
- lokalizację pozycji nieprzyjacielskiej artylerii,
- dokładne kierowanie ogniem broni pokładowej z automatyczną kompensacją wpływu siły ciężkości, wpływu wiatru oraz uwzględnieniem ruchów własnych i celu.



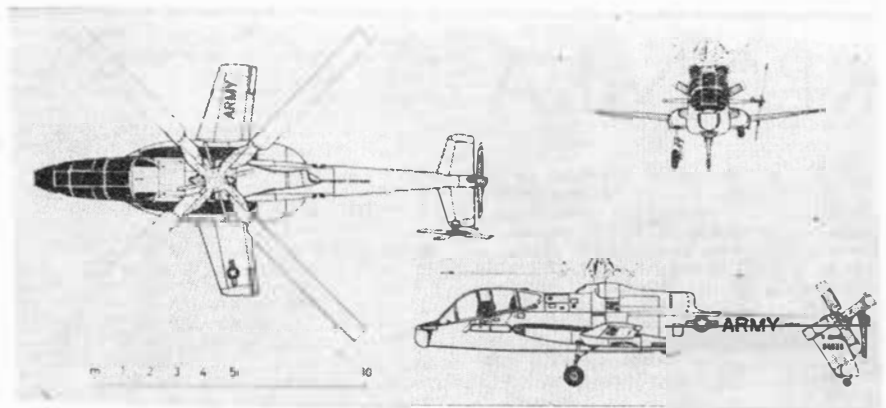
Zintegrowany system wyposażenia śmigłowca zwany IHAS (Integrated Helicopter Avionics System) został opracowany przez firmę Teledyne Systems. Jego zasadniczym elementem jest centralny przelicznik, który obsługuje zarówno urządzenia nawigacyjne, jak i system uzbrojenia. W celu kierowania ogniem broni pokładowej przelicznik przetwarza i przechowuje dane balistyczne, uzupełnione przez laserowy dalmierz, pracujące przy słabym oświetleniu kamery telewizyjne i optyczne celowniki. Pojemność pamięci przelicznika jest taka, że może on kierować równocześnie ostrzałem dwóch różnych celów przez dwa podsystemy uzbrojenia.

Podstawowe uzbrojenie śmigłowca umieszczone jest w dwóch wieżyczkach: w wieżyczce nosowej, o kącie obrotu 90°, w której znajduje się 6-lufowy karabin maszynowy General Electric „Minigun” o kalibrze 7,62 mm, oddający 4000 strzałów na min., albo 40-mm granatnik oddający 240 strzałów na min, i w wieżyczce podkadłubowej, o kącie obrotu 360°, w której umieszczone jest jednolufowe działo XM-140 o kalibrze 30 mm i 400 strzałach na min. Ogniem kieruje dwuosobowa załoga, przy czym może on być skierowany równocześnie na jeden lub dwa cele. Miejsce przed pilotem jest przeznaczone dla kopilota-strzelca; stanowi ono stabilizowaną „platformę”, którą można obracać o 360°. Strzelec posługuje się nowoczesnym celownikiem optycznym z peryskopem, natomiast pilot ma zamocowany na helmie celownik Vipe-Fire-1 (Visual Precision Fire Control Equipment), który kieruje bronią pokładową — na drodze elektromechanicznej — zgodnie z kierunkiem patrzenia pilota. Poza tym śmigłowiec jest wyposażony w cztery wysięgniki do mocowania dodatkowego uzbrojenia o ciężarze 900 kg. Można na nich podwieszać wyrzutniki z 7 pociskami kierowanymi Hughes oraz zasobniki z rakietami o kalibrze 70 mm.

Próby w locie śmigłowca AH-56A miały rozpocząć się we wrześniu 1967 r. Od wyników tych prób będą zależeć dalsze losy systemu. Nie ulega jednak wątpliwości, że śmigłowiec „Cheyenne” zapoczątkowuje nowy kierunek w rozwoju śmigłowców, a równocześnie stanowi dalszy krok firmy Lockheed w umocnieniu jej pozycji w tej dziedzinie. Już obecnie firma oferuje wersję transportową śmigłowca AH-56A, a w stadium projektowania znajduje się 30-miejscowa wersja pasażerska.

Dane śmigłowca

Średnica wirnika	15,36 m
Rozpiętość skrzydła	8,10 m
Całkowita długość	18,31 m
Długość bez wirnika	16,66 m
Całkowita wysokość	4,29 m
Powierzchnia wirnika	48,23 m ²
Powierzchnia skrzydła	24,16 m ²
Ciężar własny	5316 kG
Maks. ciężar całkowity	7708 kG
Ciężar całkowity z przeciążeniem	
VTOL	9979 kG
STOL	12 700 kG

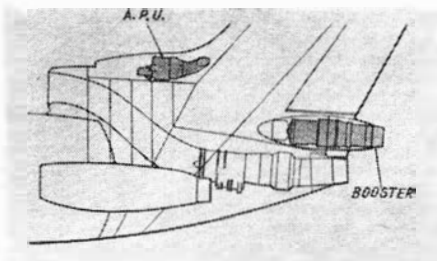


Prędkość maksymalna przy ziemi	408 km/h
Najmniejsza prędkość przelotowa	398 km/h
Prędkość przy ziemi na 3000 m	380 km/h
Prędkość wznoszenia przy ziemi	17,37 m/sek
Pionowa prędkość wznoszenia przy ziemi	10,67 m/sek
Wysokość zawisu bez wpływu ziemi	3230 m
Pułap teoretyczny	7925 m
Zasięg bez dodatkowych zbiorników	1410 km

z dodatkowymi zbiornikami	4650 km
Długość lotu bez dodatkowych zbiorników	5 h 24 min
z dodatkowymi zbiornikami	12 h 45 min.

Osiągi odnoszą się do ciężaru całkowitego 7708 kG; zasięg i długość lotu uwzględniają pozostawienie 10-procentowej rezerwy paliwa.

W. K.



HAWKER SIDDELEY „TRIDENT” 3B

W nowej wersji samolotu pasażerskiego „Trident” — w samolocie „Trident” 3B przeznaczonym do obsługi tras o dużej częstotliwości pasażerów i o długości powyżej 1600 km — zastosowano pomocniczy turbinowy silnik odrzutowy (Rolls-Royce RB. 162 lub Bristol Siddeley „Orpheus”) do skrócenia startu, zabudowany w kropłowej osłonie pod sterem kierunku, oraz pomocniczy agregat pokładowy (A.P.U.), umieszczony u nasady statecznika kierunku. Trzy silniki główne — Rolls-Royce RB. 163-25 „Spey” mają ciąg 5400 kG każdy.

W stosunku do poprzednich wersji samolot „Trident” 3B ma poza tym przedłużony o 4,44 m kadłub, zwiększony o 2,5° skos skrzydła, zwiększone kłapy skrzydła, zwiększony do 68 100 kG ciężar całkowity i zmniejszony do 25 520 l zapas paliwa; kadłub zaopatrzone w dodatkowe wejścia i kłapy ładunkowe (pomieszczenie ładunkowe na dnie kadłuba ma objętość 30,6 m³). Przy podziałce foteli 86,4 cm samolot mieści 146 pasażerów i ma zasięg 2250 km; w przypadku kabiny II klasy liczba miejsc zmniejsza się do 115—120.

Jednostkowe koszty eksploatacyjne samolotu „Trident” 3B mają być równe lub niższe od kosztów samo-

lotu Boeing 727-200 (powiększona wersja samolotu Boeing 727).

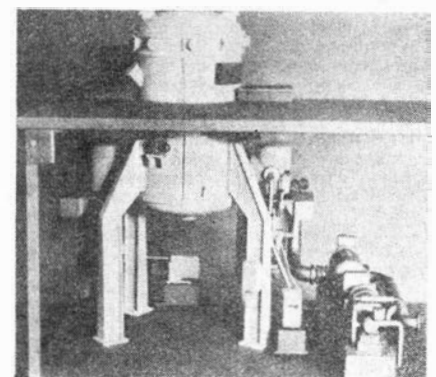
Pierwszy lot prototypu ma być wykonany w połowie 1968 r.

W. K.

KOMORA DO ODTWARZANIA WARUNKÓW KOSMICZNYCH

Francuska firma Alcatel zbudowała w Holandii dla potrzeb programu ESRO komorę do odtwarzania warunków kosmicznych, którą nazwano „Corona”. Jest ona skonstruowana ze stali nierdzewnej, a jej objętość wynosi 10 m³. Komora będzie używana do badania powstawania zjawiska korony świetlnej wokół satelitów i ich anten. Dzięki zespołowi pomp o dużej mocy ciśnienie wewnątrz komory może być obniżone w ciągu 36 sek z 760 mm Hg do 100 mm Hg, co pozwala na odwzorowywanie wznoszenia satelity na wysokość 30 km. Przez włączenie do pracy dwóch dalszych zespołów pomp ciśnienie można zmniejszyć do 5 · 10⁻⁶ mm Hg. Przebieg całego procesu obniżania ciśnienia — od atmosferycznego do ostatnio wymienionej wartości — trwa 38 min. Obsługa komory może być ręczna lub automatyczna.

W. K.



KRONIKA

● Sekcja Lotnicza SIMP i Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK wspólnie zorganizowały w Poznaniu konferencję naukowo-techniczną „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”. Konferencja odbyła się w dniach 20–22 października przy udziale około 180 przedstawicieli przemysłu, nauki i użytkowników sprzętu lotniczego. W referatach i w dyskusji poruszono podstawowe problemy polskiego lotnictwa. Zebrani uchwalili szereg wniosków, które — poprzez Zarząd Główny stowarzyszeń — zostaną skierowane do odpowiednich władz. Materiał naukowy zawarty w 63 referatach opublikowano starannie w czterotomowym wydawnictwie*). Obszerną informację o konferencji zamieścimy w następnym zeszycie TLiA.

● W ramach tegorocznych Dni Lotnictwa odbył się w stolicy jubileusz 40-lecia Aeroklubu Warszawskiego. Na uroczystości złożyła się okolicznościowa akademicka, atrakcyjne pokazy na lotnisku Gocław oraz wystawa dorobku Aeroklubu. Przypomnijmy, że do A.W. w okresie przedwojennym należeli m.in. piloci: *Zwirko*, *Skarżyński*, *Hynek*, *Burzyński* oraz konstruktorzy: *Rogalski*, *Wigura*, *Drzewiecki*. W ostatnich 10 latach szybownicy Aeroklubu zdobyli 23 złote odznaki szybowcowe z trzema diamentami, 50 złotych odznak i 146 srebrnych. Najwięcej sukcesów odnieśli: *Pelagia Mrujewska* (posiadaczka medalu Lilienthala i 15-krotna rekordzistka międzynarodowa), *Lucyna Bajewska* (6-krotna rekordzistka międzynarodowa), *Andrzej Kmiołek*, *Mirostaw Królikowski* i *Tadeusz Śliwak*. Jako asy pilotażu samolotowego wstawili się: *Zdzisław Dudzik*, *Andrzej Adamkiewicz* i *Dariusz Grodzicki*.

● Centralne uroczystości Święta Lotniczego w bieżącym roku odbyły się w Poznaniu z udziałem marszałka *M. Spychalskiego*. Na akademii zorganizowanej w sali opery wygłosił referat główny inspektor lotnictwa gen. *J. Raczkowski*. Następnie w obecności ok. 100 tysięcy widzów — odbyły się pokazy lotnictwa sportowego i wojskowego. Ponadto zorganizowano interesującą wystawę z okazji 10-lecia Lotnictwa Operacyjnego: dorobku publicystycznego i naukowego kadry LO, racjonalizacji i wynalazczości oraz sprzętu lotniczego.

● Mocnym akcentem Dni Lotnictwa 1967 r. było odsłonięcie odbudowanego Pomnika Lotnika w Warszawie. Kopię — zniszczonego przez okupanta — dzieła prof. *Wittiga* ustawiono na skwerze przy Alei Zwirki i Wigury, wiodącej do lotniska. W czasie uroczystości marszałek *Spychalski* promował młodych oficerów lotnictwa. Przypomnijmy, że pomnik zbudowany w 1932 r. na Pl. Unii Lubelskiej był pierwszym w Europie monumentem wzniesionym ku czci lotników. O przywrócenie Warszawie Pomnika Lotnika — aż do swej śmierci — walczyli niezłomnie prezes Klubu Seniorów Lotnictwa płk. *Pietraszek*.

● W Lesznie Wielkopolskim w pełnym toku są przygotowania do Szybowcowych Mistrzostw Świata 1968 r. Odnosi się to zarówno do treningów wyznaczonej ścisłej kadry sześciu zawodników, jak również do robót budowlanych (w pierwszym rzędzie budowy wieży kontroli lotów i nowego hotelu), jak wreszcie — do renowacji płyty lotniska. W skład polskiego zespołu SMS wchodzi: aktualny mistrz świata — *Jan Wróblewski*, b. mistrz świata — *Edward Makula*, aktualny mistrz Polski — *Mirostaw Królikowski*, wielokrotny mistrz i rekordzista, oblatywacz — *Jerzy Popiel* oraz brązowy medalista ostatnich mistrzostw *Franciszek Kepka* i debiutujący — *Henryk Muszczyński* (dwaj ostatni jako piloci rezerwowi). Pięciu z nich jest inżynierami różnych specjalności, dwóch pilotami

Polskich Linii Lotniczych, a każdy należy do czołówki światowej. Pod kierownictwem trenera *J. Dankowskiego* każdy członek ekipy wylatał już 35 godzin w trudnych warunkach. Do komitetu organizacyjnego mistrzostw świata w Aeroklubie PRL nadesłano wstępne zgłoszenia z 21 aeroklubów narodowych z tej liczby połowa zgłasza chęć startu na „Fokach”. Przewiduje się, że w mistrzostwach weźmie udział ponad stu zawodników.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego im. Puławskiego w Świdniku oraz miejscowy Aeroklub Robotniczy zorganizowały I Krajowe Zawody Śmigłowe. Do zawodów zgłosiło się 27 pilotów (z Wojsk Lotniczych, Oficerskiej Szkoły Lotniczej w Dęblinie, Lotnictwa Marynarki Wojennej, Lotnictwa Sanitarnego i WSK w Świdniku), na starcie stanęło 16 śmigłowców typu SM-1 i SM-2. Dwie pierwsze lokaty uzyskali przedstawiciele WL (kpt. *K. Kaczanowski* i kpt. *J. Rząd-kowski*), zaś trzecią pracownik WSK Świdnik (inż. *W. Mercik*). Należy podkreślić wielką zasługę organizatorów, którzy wylansowali nową w Polsce dyscyplinę sportu — sport śmigłowy.

● XI Samolotowe Mistrzostwa Polski odbyły się w Krakowie. Zwyciężyła ekipa krakowska: *R. Pilch* (pilot) i *A. Grabowski* (nawigator). Wicemistrzowie załogi stanowili: *W. Gawlik* i *J. Roman* (z Bielska-Białej) oraz *Z. Dudzik* i *J. Pa-sierski* (z Warszawy).

● VII Mistrzostwa Polski w Akrobacji Samolotowej — rozegrane w Gliwicach — przyniosły tytuł mistrzowski *St. Kasper-kowi* z Aeroklubu Świdnickiego. Wicemistrzami zostali: *E. Mikotańczyk* (z Gliwic) i *R. Kasperek* (ze Świdnika). W zawodach wzięło udział 22 pilotów.

● Aeroklub warszawski zorganizował na Gocławiu V Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji Zespołowej. Startowały cztery zespoły: „Rzeszów” i „Warszawa” (na 3 samolotach Jak-18), „Śląsk” (3 samoloty: 2 „Super-Kasper Akrobat” i „Beskid-I”) i „Świdnik” (2 samoloty: 1 „Super-Kasper Akrobat”, 1 Beskid-1). Rozegrano trzy konkurencje: 2 obowiązkowe i 1 dowolną. Tytuł mistrza w akrobacji zespołowej zdobył team „Warszawa” w składzie *Z. Dudzik* (prowadzący), *W. Kwiatkowski* i *T. Pawlikowski*.

● *Józef Józefczak* z Aeroklubu Tatrzań-skiego — za ustanowienie międzynarodowego rekordu przewyższenia (wysokość 11 680 m na szybowcu „Bocian” z pasażerem) — otrzymał złoty medal „Za Wybitne Osiągnięcia Sportowe”.

● Dwa wysokościowe rekordy świata w kategorii szybowców wielomiejscowych ustanowiła na „Bocianie” *Adela Dankow-ska* z pasażerką. Rekordy te wynoszą: 9250 m wysokości absolutnej i 8450 m przewyższenia. Dotychczasowe rekordy należały do Francuzek i wynosiły odpowiednio 8571 m i 7256 m.

● Polscy piloci mają światowy prymat w szybownictwie. Na ogólną ilość 562 diamentowych odznak zarejestrowanych w FAI do końca lotnego sezonu — polscy szybownicy zdobyli 162 odznaki. Około 25% mniej mają piloci francuscy, zaś dwa razy mniej — piloci NRF i USA.

● X Cołoroczne Zawody Spadochronowe „Skrzydlatej Polski” były największą tego rodzaju imprezą w Europie. Uczestniczyło w nich 130 skoczków, przy czym zwycięstwo odniósł *R. Kuś*, skoczek z Aeroklubu Wrocławskiego, przed *G. Mi-lińskim* z Łodzi.

● Spadochronowym mistrzem Polski na 1967 r. został *St. Czertwonka* (Krosno), zaś wicemistrzem *E. Ligocki* (Wrocław). Spadochronową mistrzynią — została *K. Li-gocka* (Wrocław).

● Wytwórnia filmowa „Czołówka” zrealizowała film szkoleniowy pt. „Zabezpieczenie pilota w locie”. Scenariusz — *J. Sobieraj*, reżyseria — *Z. Koziański*, zdjęcia — *R. Szope* i *F. Gorek*. Film zapoznaje pilotów z działaniem niektórych środków zabezpieczających życie i zdrowie pilotów podczas lotów na dużych wysokościach.

● W 1967 r. usługi lotnictwa dla potrzeb krajowego rolnictwa i leśnictwa pełniły cztery zespoły LZUG: Gdański, Olsztyński, Warszawski i Wrocławski. Założone zadania planowe — 300 tys. hektarów zostały przekroczone. Ponadto istniejący park 50 samolotów realizował zlecenia eksportowe w Austrii, Tunezji, w Zjednoczonej Republice Arabskiej i w Sudanie (w ZRA ochrona plantacji bawełny objęła obszar 70 tys. ha, zabiegi agrotechniczne w Sudanie objęły podobny areal).

● Na terenie krajów obozu socjalistycznego od szeregu lat istnieje ścisła współpraca pomiędzy Akademiami Nauk w zakresie obserwacji satelitów i ich naukowe wykorzystania dla celów geofizyki, geodezji i astronomii. Wyniki tych badań są przedmiotem corocznego przeglądu na specjalnie zorganizowanych sympozjach. W roku bieżącym sympozjum takie odbyło się na jesieni w Zakopanem. Sym-pozjum zgromadziło ponad 100 uczestników, w tym około 60 z zagranicy. Program przewidywał sesje poświęcone problemom geodezji kosmicznej (badania fizury Ziemi, praktyczne problemy geodezji międzykontynentalnej itp.), fizyce atmosfery, fotometrii (pomiar i interpretacja zmian blasku satelitów) oraz aparaturze do obserwacji satelitów.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Kuchtarow W. I. i Kuchtarow O. W.: „Projektowanie technologicznych procesów chłodniczych”. Izdatelstwo Maszynostrojenje, Moskwa 1966, stron 223, cena 87 kop.

Książka omawia całokształt zagadnień związanych z kształtowaniem blach na zimno. Autorzy w sześciu rozdziałach objęli kompleks zagadnień procesu produkcyjnego wytłoczek i wyprasek dla różnych rodzajów produkcji — od średnioseryjnej do masowej. Zwięźle przedstawiono sprawy materiałowe — rodzaje stosowanych materiałów, ich stan i własności oraz mechaniczne i technologiczne badania materiałów.

Główną treść stanowią procesy technologiczne kształtowania, poczynając od podstaw teoretycznych, technologiczności części, kolejności zabiegów i operacji, poprzez rozkrój materiału, normy zużycia, dobór prasy, podstawy normowania czasów i dokumentację technologiczną do przykładów procesów i oprzyrządowania w produkcji średnio-, wielkoseryjnej

i masowej. Jeden z rozdziałów poświęcono organizacji miejsca pracy i kulturze produkcji. Następne zagadnienia: to kontrola jakości produkcji, technika bezpieczeństwa przy pracy na prasach oraz mechanizacja transportu i przeladunku.

Przejrzystość książki umożliwia łatwe z niej korzystanie, a sposób podania materiału daje się łatwo przyswoić i zrozumieć. Książka może więc służyć jako podręcznik dla młodych pracowników w działach formowania blach. Z drugiej strony materiał zawarty w książce, a zwłaszcza tabele danych, stanowi cenną pomoc dla technologów i projektantów procesów technologicznych części prasowanych i tłoczonych. Kompleksowy sposób ujęcia materiału pozwala korzystać w każdej sytuacji — jak z poradnika. Książkę można polecić technologom formowania blach na zimno, konstruktorom oprzyrządowania do tych procesów oraz studentom, a także uczniom technikum o tej specjalności.

*) Wydawnictwo to jest jeszcze do nabycia w Zarządach Głównych SIMP i SITK, Warszawa, ul. Czekiego 3/5.

Tablica 28. Własności mechaniczne blach, pasów i taśm z polskich brązów do przeróbki plastycznej

Cecha brązu	Postać	Stan obróbki cieplnej lub stopień utwardzenia	R_m [kG/mm ²] min.	A_{10} [%] min.	Uwagi
BK31	Pasy dla przemysłu lotniczego	miękki	35,0	40,0	PN-59/H-0818
		twardy	60,0	3,0	
		sprężysty	70,0	1,0	
BA92A		miękki	45,0	18,0	
		walcowany na gorąco	45,0	15,0	
		twardy	60,0	5,0	
BA7		twardy	65,0	5,0	
		sprężysty	70,0	1,0	
B7, B43		miękki	30,0	38,0	
		twardy	50,0	3,0	
		sprężysty	60,0	1,0	
BA7		Blachy	wyżarzony	46,0	
	twardy		65,0	3,0	
sprężysty	70,0		1,0		
BK31	wyżarzony		35,0	40,0	RN-60 MPC-MN- -3210
	twardy		60,0	3,0	
	sprężysty		70,0	1,0	
B7, B43	Blachy i pasy	wyżarzony	30,0	38,0	RN-59 MPC-MN- -3218
		twardy	55,0	5,0	
		sprężysty	65,0	2,0	
		podwójnie sprężysty	75,0	1,0	
BB2	Taśmy i pasy	wyżarzony	0,55—6,0	30,0—60,0	RN-60 MPC-MN-4001
		twardy		66,0	
miękki przesycony		0,30—1,65	40,0—60,0	25,0	
			twardy	70,0	
utwardzony dyspersyjnie		0,30—0,50	120,0	1,0	
			utwardzony dyspersyjnie	0,55—1,65	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. ANTONI HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 874/C — D-3. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Tablica 29. Własności mechaniczne prętów, rur i drutu z polskich brązów do przeróbki plastycznej

Cecha brązu	Postać	Średnica [mm]	Stan obróbki cieplnej lub stopień utwardzenia	R _m [kG/mm ²] min.	A ₁₀ [%] min.	Uwagi
BA92A	Pręty	5—22	ciągniony, twardy	55,0	12,0	RN-50/MPC-MN-343
		25—40	ciągniony, twardy	55,0	15,0	
		25—45	wyciskany	50,0	15,0	
		do 60	wyciskany	48,0	20,0	
BA94A		16—60	wyciskany	55,0	15,0	
BA1032		16—60	wyciskany	60,0	12,0	
BA1044A		25—60	wyciskany	65,0	5,0	
BK31		2—5	ciągniony, twardy	55,0		
		2—5	ciągniony, sprężysty	85,0		
		5—12	ciągniony, twardy	50,0	10,0	
		14—40	ciągniony, twardy	48,0	15,0	
		25—60	wyciskany	38,0	15,0	
BN31		20—60	wyciskany	45,0	12,0	
BA1032		Rury wyciskane (tloczone)		wyciskany na gorąco	60,0	
BA1044A			wyciskany na gorąco	65,0	5,0	
BA94A			wyciskany na gorąco	55,0	15,0	
B43	Drut do wyrobu sprężyn	0,2—2,5	ciągniony, sprężysty	90,0	0,5 ¹⁾	PN-59 H-93831
		2,8—4,0	ciągniony, sprężysty	85,0	1,0 ¹⁾	
		4,5—8,0	ciągniony, sprężysty	83,0	1,0 ¹⁾	
		8,5—12,0	ciągniony, sprężysty	78,0	2,0 ¹⁾	
BK31		0,2—2,6	ciągniony	90,0	0,5	PN-59 H-93838
		2,8—4,2	ciągniony	85,0	1,0	
		4,5—8,0	ciągniony	83,0	1,5	
		8,5—10,0	ciągniony	78,0	2,0	
B7	Drut	wszystkie wymiary	wyżarzony (miękki)	30,0	38,0 ¹⁾	PN-58 H-93832
		0,2—2,0	twardy	70,0	1,0 ¹⁾	
		2,1—5,0	twardy	60,0	2,0 ¹⁾	

1) wydłużenie w % przy długości = 100 mm

Tablica [30. Skład chemiczny niektórych amerykańskich brązów do przeróbki plastycznej]

Nazwa stopu	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny [%]										Postać	Nr ASTM
		Cu	Sn	Si	Mn max.	Zn max.	Fe max.	Pb max.	Ni max.	P	Inne max.		
Brąz fosforowy (cynowy)	5% A	min. 94,0	5,0—5,8	—	—	0,30	0,10	0,05	—	0,03—0,35	—	blachy, pręty ciągnione, druty i rury	B97-55
	8% C	min. 90,5	8,0—9,0	—	—	0,20	0,10	0,05	—	0,03—0,35	—	blachy, pręty ciągnione i druty	
	10% D	min. 88,5	10,0—11,0	—	—	0,20	0,10	0,05	—	0,03—0,25	—	blachy, pręty ciągnione i druty	
	1,25% E	min. 98,5	1,25—1,5	—	—	—	—	—	—	ślady	—	blachy	
	automatowy	max. 88,4	4,0—4,5	—	—	4,0—4,5	0,10	4,0—4,5	—	0,01—0,50	—	blachy i pręty ciągnione	
Brąz krzemowy	A	94,8	—	2,8—3,8	1,5	1,5	1,6	0,05	0,6	—	0,5	plyty, blachy, taśmy i pręty walcowane	
	B	96,0	—	0,8—2,0	0,7	—	0,8	0,05	—	—	0,5		
	C	91,0	—	2,0—3,0	—	—	0,8	0,05	0,6	—	0,5		