

Badania zagadnień aerodynamiki lotniczej w INSTYTUCIE LOTNICTWA

Dr inż. WOJCIECH KANIA

Tematyka podejmowanych w Instytucie Lotnictwa (ILot) badań aerodynamicznych zagadnień techniki lotniczej wypływa głównie z praktycznych zastosowań w konstruowanym bądź produkowanym sprzęcie latającym. Prowadzone są także badania stosowane i wyprzedzeniowe, o bardziej ogólnym charakterze. Zasadniczym kierunkiem działalności badawczej są realizowane w pięciu tunelach aerodynamicznych badania modeli samolotów i śmigłowców oraz ich elementów w szerokim zakresie prędkości. Drugim kierunkiem działalności są prace nad metodami obliczeniowymi zagadnień aerodynamiki lotniczej. Dotyczą one opracowania, uruchomienia i weryfikacji programów obliczeniowych opływu i konstrukcji. Powyższe programy wykorzystywane są w aerodynamicznym projektowaniu nowoczesnych profili przeznaczonych specjalnie do zastosowania w określonych dziedzinach techniki lotniczej oraz nowoczesnych skrzydeł bądź śmigieł w konstruowanych samolotach.

Eksperymentalna baza badawcza

Eksperymentalną bazę badawczą ILot stanowi pięć tuneli aerodynamicznych, w których uzyskiwany jest szeroki zakres prędkości: od poddźwiękowych do naddźwiękowych.

W zakresie małych prędkości główną rolę odgrywa tunel T-3 o obiegu zamkniętym i otwartej przestrzeni pomiarowej o średnicy 5 m. W tunelu tym uzyskiwany zakres prędkości wynosi 7–57 m/s. Zasadnicze wyposażenie tego tunelu stanowią: dwie sześciokładowe wagi do pomiaru charakterystyk aerodynamicznych modelu całości samolotu (mechaniczna typu zewnętrznego oraz tensometryczna waga wewnętrzna), kilka szeregów jedno- i wielokładowych wewnętrznych wag tensometrycznych do pomiaru sił i momentów oraz momentów zawiasowych powierzchni nośnych i sterowych, modułowy przełącznik ciśnienia SCANIVALVE JGM-48 (192 punkty pomiarowe), komputerowy system zbierania i przetwarzania danych pomiarowych. W tunelu może być instalowane stoisko pomiarowe do modelowych badań śmigłowców. Opracowana w ILot technika pomiarowa umożliwia badania modelu kadłuba śmigłowca wraz z pracującym wirnikiem nośnym o średnicy do 2,5 m dla różnych reżimów lotu. Obecnie wdrażane jest stoisko do badań profili jedno- i wieloelementowych, w którym cięciwa badanego profilu wynosi 1,5 m. Pozwoli to na uzyskiwanie liczb Reynoldsa ok. $3,5 \times 10^6$. Prowadzone będą na tym stoisku badania optymalizacji układów mechanizacji profili skrzydła, a także badania nowo projektowanych profili lotniczych.

Uzupełnieniem bazy badawczej w zakresie małych prędkości jest tunel T-1 o obiegu zamkniętym i otwartej przestrzeni pomiarowej o średnicy $\varnothing 1,5$ m oraz tunel małej turbulencji z zamkniętą przestrzenią pomiarową o wymiarach 0,5 x 0,65 m i poziomem turbulencji ok. 0,06%. Interesującym wyposażeniem tunelu $\varnothing 1,5$ m są stoiska do badania pochodnych obrotowych.

Podstawowy obiekt bazy badawczej ILot w zakresie dużych prędkości stanowi trisoniczny tunel N-3 o wymiarach komory pomiarowej 0,6 x 0,6 m. Jest to tunel nieciągłego działania o zakresie liczb Macha $M = 0,2 - 2,3$ z częściową recyrkulacją powietrza dzięki zastosowaniu efektora ciśnieniowego, co przyczynia się do zmniejszenia kosztów badań w tym tunelu. W zakresie liczb Macha $M = 0,2 - 1,15$ możliwe jest uzyskanie dowolnej liczby Macha, a komora pomiarowa wyposażona jest w perforowaną górną i dolną ściankę. W tunelu N-3 istnieje możliwość zmiany w ograniczonym zakresie liczb Reynoldsa, niezależ-

nie od liczby Macha. Podstawowe wyposażenie pomiarowe tunelu N-3 stanowią: sześciokładowa tensometryczna waga wewnętrzna, cztery i jedno-kładowe wagi zewnętrzne do pomiaru sił, momentów i momentów zawiasowych, modułowy przełącznik ciśnienia SCANIVALVE S9GM-48 (192 punkty pomiarowe), układ wielokanałowy czujników ciśnienia (128 czujników transformatorowych), optyczna aparatura schlierenowska, układ wzorcowania czujników ciśnienia MENSOR PSC200 o dokładności — 0,01%. Do prowadzenia pomiarów wagowych i rozkładów ciśnień oraz przetwarzania wyników służy układ automatyzacji pomiarów SPITA N-3 oparty na minikomputerze TPA-70/25.

Do wzorcowania używanych w badaniach tunelowych wielokładowych wag tensometrycznych, które są projektowane i wykonywane w ILot bądź zakupione za granicą, mamy trzy specjalne stoiska do kalibracji oraz pakiet programów obliczeniowych wyznaczających równania wagi.

Obliczeniowa baza badawcza

W latach osiemdziesiątych podjęto w ILot na szerszą skalę prace nad modelami obliczeniowymi profili lotniczych i skrzydeł samolotu. Prace te ukierunkowane są na opracowanie, uruchomienie i weryfikację programów obliczeniowych opływu i konstrukcji profilu i skrzydła realizowanych na komputerach dostępnych w ILot. Obecnie sprzęt obliczeniowy dla tych zagadnień stanowią komputery osobiste IBM-PC 386.

W zakresie obliczeń opływu i konstrukcji profilu dysponujemy dwunastoma programami obliczeniowymi. Trzy programy oparte na równaniach przepływu nieściśliwego pozwalają obliczyć opływ danego profilu. Metodą rozkładu osłabienia źródełowych i wirów na cięciwie profilu ze spełnieniem warunków brzegowych na konturze profilu wykorzystuje program WEBLE. Wprowadzenie warstwy przyściennej oraz wzajemnego oddziaływania z przepływem zewnętrznym umożliwia wyznaczenie współczynników aerodynamicznych, w tym współczynnika oporu, z uwzględnieniem lepkości. Program PAWPRO, wykorzystujący metodę panelową umożliwia obliczenie opływu profilu jedno- oraz wieloelementowego. W powyższych programach stosowane są poprawki w celu uwzględnienia efektów ściśliwości.

Bardzo ważnym programem jest CZMAX, w którym w celu rozwiązania potencjalnego przepływu wykorzystuje się metodę odwzorowania konforemnego z poprawkami na ściśliwość. W programie tym modelowany jest obszar oderwania warstwy przyściennej co umożliwia wyznaczenie współczynników aerodynamicznych (w tym współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z,max}$) także w nadkrytycznym zakresie kątów natarcia.

Drugą grupę stanowią programy obliczeniowe konstrukcji profilu określające geometrię profilu realizującą zadany rozkład ciśnienia. Program MODPRO oparty na metodzie panelowej pozwala konstruować nowy profil jedno- i wieloelementowy dla danego na nim rozkładu ciśnienia bądź modyfikować profil zmieniając kształt dowolnie wybranej części profilu według danego na niej rozkładu ciśnienia.

Interesujący jest program obliczeniowy konstrukcji profilu oparty na teorii małych zaburzeń w przepływie poddźwiękowym. Program ten wraz z graficznym programem konstrukcji profilu pod względem własności geometrycznych stanowi pakiet CODA, który jest bardzo pomocnym narzędziem w numerycznym projektowaniu profili lotniczych.

Dla zakresu prędkości transonicznych mamy cztery programy obliczeniowe profilu. Program TRANDES bazujący na rozwiązaniu za-

pomocą metody różnic skończonych — równań pełnego potencjału we współrzędnych prostokątnych, oblicza opływ profilu bądź realizuje jego konstrukcję przy zadanym rozkładzie ciśnienia poza obszarem noska profilu. W programie H rozwiązania równań pełnego potencjału metodą różnic skończonych w formie niezachowawczej dokonuje się we wnętrzu koła, na które odwzorowywane jest zewnętrzne skrzydło. Możliwość zwiększenia liczby punktów obliczeniowych, szczególnie w pobliżu noska i spływu profilu, pozwala na dokładniejszą analizę pola przepływu bez istotnego wzrostu czasu obliczeń. W obu powyższych programach uwzględniona jest laminarna i turbulentna warstwa przyścienna. W celu projektowania profilu nadkrytycznego uruchomiono program konstrukcyjny K rozwiązujący transoniczne zagadnienie odwrotne z uwzględnieniem poprawki na lepkość. Bazuje on na równaniu pełnego potencjału w postaci zachowawczej rozwiązywanym metodą hodografu prędkości.

W mniejszym stopniu niż oprogramowanie zagadnień dwuwymiarowych rozwinięta jest baza obliczeniowa skrzydła. Stanowi ją siedem programów obliczeniowych opływu i konstrukcji skrzydła. Obliczenie charakterystyk aerodynamicznych i rozkładów obciążeń na cienkim skrzydle skośnym o zasadniczo dowolnym obrysie umożliwia program QVLM. Program ten wykorzystuje metodę ciągłego wzdłuż cięciwy rozkładu wirowości na szkieletowej skrzydła z podziałem na segmenty wzdłuż rozpiętości. Dla wyznaczenia rozkładów ciśnienia na skośnym skrzydle w podkrytycznym opływie opracowano i uruchomiono program WSKRZ, w którym skrzydło modelowane jest przez rozkład źródeł i upustów oraz wirów w płaszczyźnie cięciwy, a warunki brzegowe spełniane są na konturze skrzydła. W obu tych programach w celu uwzględnienia ściśliwości zastosowano zmodyfikowaną poprawkę Prandtla-Glauerta. W pracach nad transonicznym opływem skrzydła bazowano na zmodyfikowanym równaniu potencjału zaburzeń. W rezultacie opracowano i uruchomiono pakiet programów OASS, pozwalający wyznaczyć przepływ transoniczny wokół skrzydła trapezowego, skośnego ze skręceniem aerodynamicznym i geometrycznym. Przy projektowaniu skrzydła jednym z podstawowych zagadnień jest uzyskanie odpowiedniego rozkładu obciążeń. W celu rozwiązania tego zagadnienia uruchomiono program oparty na metodzie QVLM, wyznaczający kształt powierzchni szkieletowej skrzydła o zadanym rozkładzie obciążenia wzdłuż jego rozpiętości. Opracowano także program konstrukcji skrzydła KONWSKRZ, który umożliwia wyznaczanie rozkładu grubości dla zadanego rozkładu ciśnienia w danym przekroju skrzydła dla określonej jego szkieletowej.

Opracowano i uruchomiono pakiet programów obliczeniowych numerycznej metody projektowania śmigieł lotniczych o optymalizowanych charakterystykach osiągowych. Przy założeniu optymalnego rozkładu nośności wyznaczany jest obrys i skręcenie łopaty, zapewniające minimum strat indukowanych. Dla tak określonej geometrii śmigła wyznaczane są osiągi w żądanych przez konstruktora pozakonstrukcyjnych stanach lotu.

Projektowanie i badania nowoczesnych profili lotniczych

Począwszy od lat siedemdziesiątych podejmowane są na świecie w szerokim zakresie prace nad rozwojem nowych profili lotniczych o ściśle określonych zastosowaniach w technice lotniczej. Należy tu podkreślić, że ze względu na duże koszty prac rozwojowych współczesnych tych profili są w większości przypadków niedostępne bądź profile te są opatentowane.

W ILOT, przy wykorzystaniu przedstawionej wyżej bazy obliczeniowej i eksperymentalnej, podjęto prace nad projektowaniem nowoczesnych profili łopat wirnika nośnego śmigłowca. W wyniku przeprowadzonych prac projektowych i badań tunelowych uzyskano profil ILHC-7, który zachowuje dobry kompromis istotnych własności aerodynamicznych w stosunku do nowoczesnych profili tego typu oraz ma lepsze te własności niż profile konwencjonalne.

Przez badania tunelowe konwencjonalnych profili śmigłowych i ich modyfikacji doprowadzono w ILOT do skonstruowania na drodze obliczeniowej rodziny nowoczesnych profili śmigłowych ILS-3 o grubościach od 3 do 40%, których geometrię i własności aerodynamiczne dostosowano do zmieniających się wzdłuż promienia łopaty warunków przepływu. Obliczenia wskazały na korzystne własności aerodynamiczne tych profili. Ich przydatność sprawdzono w zaprojektowanym, za pomocą wspomnianego pakietu programów, studialnym śmigle o zwiększonej sprawności w warunkach wznoszenia. Obliczenia wykazały wzrost sprawności w tych warunkach o 7%, a badania w locie potwierdziły oczekiwany wzrost sprawności. W badaniach na ziemi stwierdzono znaczny wzrost ciągu startowego od 17 do 24% w zależności od prędkości obrotowej.

Nowoczesne profile samolotów lekkich, takich jak GA/W-1, oprócz pożądanej dużej wartości $C_{z\max}$ i doskonałości, charakteryzują się niekorzystną dużą wartością współczynnika momentu. W ILOT opracowano modyfikacje tego profilu uzyskując dość znaczne zredukowanie współczynnika momentu przy nieznacznym nawet wzroście $C_{z\max}$. Interesujące rezultaty zwiększenia $C_{z\max}$ osiągnięto przez modyfikację profilu NACA 2415 i 4416. Przykładowo w profilu IL2415-64 osiągnięto $C_{z\max}$ istotnie wyższe niż dla profilu GA/W-1, przy mniejszym o ok. 30% współczynniku momentu.

Tunelowe badania modelowe w procesie projektowania samolotu

W tunelach aerodynamicznych ILOT badano większość produkowanych w kraju samolotów. Badania dotyczyły samolotów rolniczych, takich jak PZL-106, M-15, M-18. Obszerne badania aerodynamiczne, ze względu na swoje nieortodoksyjne rozwiązania, przeszedł samolot M-15. W latach osiemdziesiątych przeprowadzono w tunelu Ø 1,5 badania samolotu PZL-105 Flaming oraz wojskowego samolotu szkolnego PZL-130 Orlik. Badano modele całości samolotów oraz opracowano i badano elementy mechanizacji skrzydła i sterów. W tunelu Ø 5 na wspomnianym stoisku śmigłowcowym przeprowadzono badania modelowe śmigłowców Mi-2 i W-3 Sokół z pracującym wirnikiem.

Najobszerniejsze badania tunelowe dotyczyły odrzutowego samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda o dużych poddźwiękowych prędkościach lotu. Badania przeprowadzono w trzech tunelach ILOT: 1,5, 5 i N-3 w pełnym zakresie prędkości lotu samolotu. We wstępnej fazie model całości samolotu badano w tunelu Ø 1,5, a następnie już w dużej skali 1:4 w tunelu Ø 5. Dokonywano pomiarów wagowych charakterystyk aerodynamicznych oraz efektywności mechanizacji skrzydła. Podobne badania na modelu w skali 1:25 przeprowadzono w tunelu N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0,2 \div 0,9$. W badaniach tych dodatkowo określono granice początku występowania buffetingu.

W początkowej fazie prac rozwojowych samolotu I-22, w tunelach N-3 i Ø 5 przeprowadzono szerokie badania nad opracowaniem aerodynamicznym skrzydła. W tunelu N-3 badano modele czterech różnych wersji skrzydła przy zachowaniu jego obrysu. Szerokie badania wagowe, wizualizacyjne i początku buffetingu pozwoliły dokonać doboru skręceń aerodynamicznych i geometrycznych, spełniających wymagania przede wszystkim co do rozwoju oderwania w zakresie małych prędkości, wielkości momentu pochylającego i rozwoju kryzysu falowego. W ramach tych prac zbadano również rozkłady ciśnienia na skrzydle dla dwu jego wersji na półmodelu samolotu w tunelu N-3 oraz efektywność mechanizacji i rozwój oderwania na półmodelu skrzydła (w skali 1:2) w tunelu Ø 5.

Badania momentów zawiasowych steru wysokości dla różnych jego wersji badano w tunelu Ø 5 na izolowanym usterzeniu rzeczywistym oraz na izolowanym modelu w skali 1:5,5 w tunelu N-3 z uwzględnieniem wpływu liczby Macha. W tunelu Ø 1,5 przeprowadzono badania wybranych pochodnych obrotowych na modelu samolotu w skali 1:11.

Dla bezpieczeństwa samolotu istotne były badania wytypowanych stanów awaryjnych, jak np. zrzuć osłon kabin pilotów czy zrzuć zbiorników paliwa z doбором energii wymuszania ich odejścia. Oczywiście pod względem bezpieczeństwa decydującą rolę odgrywały badania flatterowe. Przeprowadzono je w tunelu Ø 5 dla różnych konfiguracji samolotu na specjalnie zbudowanym modelu w skali 1:4, z zachowaniem podobieństwa dynamicznego.

W fazie badań w locie samolotu I-22 w tunelach ILOT wyjaśniano i rozwiązywano wiele problemów wynikających z tych badań. Przykładowo można wspomnieć o hamulcach aerodynamicznych, które w wersji prototypowej stwarzały wiele trudności. Przeprowadzenie badań wielu wersji ich geometrii, oraz różnych ich położen doprowadziło do opracowania konfiguracji w pełni spełniającej stawiane wymagania.

Rozwój nowoczesnych technologii aerodynamicznych skrzydeł samolotów przydźwiękowych

W rezultacie przeprowadzonych studialnych prac badawczych opracowano i opanowano w ILOT metodykę numerycznego projektowania aerodynamicznego skrzydeł o nowoczesnych technologiach aerodynamicznych dla samolotów przydźwiękowych. Prace skupiono przede wszystkim nad najnowocześniejszą koncepcją skrzydła nadkrytycznego (dla którego przepływ naddźwiękowy sprężany jest bez wystąpienia fali uderzeniowej w punkcie konstrukcyjnym), a także nad wcześniejszą koncepcją „roof-top”. Zaprojektowano obliczeniowo i przebadano w tunelu N-3 wiele studialnych profili nadkrytycznych uzyskując własności aerodynamiczne porównywalne, a niektóre nawet lepsze od

własności profili zagranicznych dostępnych w literaturze. Profile nadkrytyczne zaprojektowane w ILOT, oprócz lepszych własności transonicznych niż szybkościowe profile konwencjonalne, mają też istotnie większe od nich wartości współczynnika $C_{z\max}$ dla małych prędkości. Dla zadanych warunków i wymagań konstrukcyjnych zaprojektowano i przebadano w tunelu N-3 profil i skrzydło nadkrytyczne T-12 o stosunkowo dużej grubości względnej (13%) i wysokich własnościach

manewrowych. Badania tunelowe potwierdziły poprawność opracowanej i zastosowanej metodyki numerycznej (przy użyciu komputera) projektowania aerodynamicznego skrzydła nadkrytycznego. Podobne prace przeprowadzono także nad koncepcją „roof-top”. Zaprojektowano obliczeniowo i dokonano badań tunelowych obu skrzydeł W1 i P1-6 dla różnych warunków konstrukcyjnych, uzyskując pozytywne rezultaty.

Ar/279/91

Cyfrowy autopilot APC-1X

Dr inż. STANISŁAW BOCIEK
 Mgr inż. BOGUSŁAW DOŁĘGA
 Mgr inż. JÓZEF GRZYBOWSKI
 Dr inż. ANDRZEJ TOMCZYK

Politechnika Rzeszowska

Założenia projektowe

Projektowany autopilot jest specjalizowanym sterownikiem mikroprocesorowym współpracującym z pokładowymi przyrządami pomiarowymi oraz sterującym pracą mechanizmów wykonawczych autopilota wychylających aerodynamiczne płaszczyzny sterowe samolotu. Autopilot powinien realizować następujące funkcje:

- stabilizacja kąta pochylenia samolotu,
- stabilizacja kąta przechylenia,
- stabilizacja barometrycznej wysokości lotu,
- stabilizacja kursu,
- lot wg sygnałów pokładowego odbiornika VOR (nawigacja bliskiego zasięgu),
- podejście do lądowania wg sygnałów odbiornika ILS (instrumentalne podejście do lądowania).

Przewiduje się dwa podstawowe sposoby pracy autopilota w każdym kanale sterowania:

- automatyczne sterowanie samolotem,
- sterowanie półautomatyczne (dyrektywne, ang. flight director).

Będą stosowane układy sterowania prawidłowości działania przelicznika autopilota (autotest), sprawności zespołów autopilota i urządzeń współpracujących oraz układy automatycznego wyboru bezpiecznego rodzaju działania autopilota i sygnalizacji stanów odbiegających od pożądanego. Przewiduje się zastosowanie elektromechanizmów wykonawczych wychylających stery samolotu z możliwością wykorzystania napędu elektrohydraulicznego. Struktura autopilota powinna zapewnić możliwość dalszego rozszerzenia jego funkcji oraz doskonalenia właściwości użytkowych.

Wybór koncepcji autopilota i podstawowych założeń technicznych wynikał z analizy tendencji rozwojowych pokładowych systemów sterowania (np. [1, 2]). Zastosowanie techniki cyfrowej pozwala uzyskać bardzo dużą elastyczność działania autopilota, jest łatwe przystosowanie urządzenia do sterowania innymi typami samolotów oraz możliwe uzyskanie dużej niezawodności działania przez zastosowanie rozbudowanych systemów diagnostycznych.

Projekt i budowa prototypu autopilota

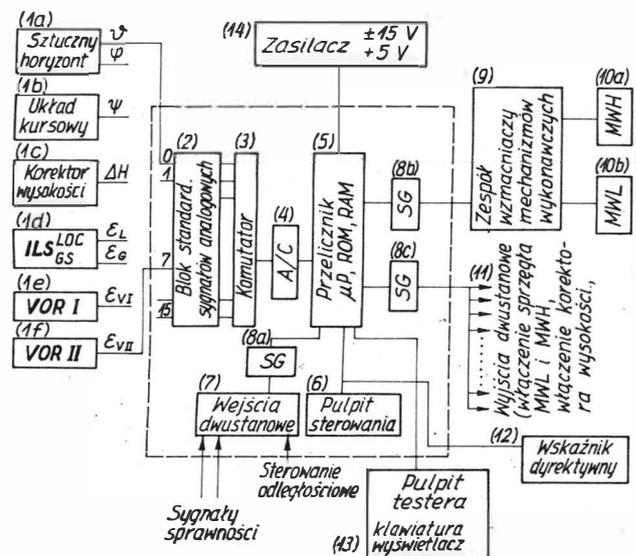
Na podstawie założeń projektowych i rezultatów wcześniejszych prac badawczych przystąpiono do syntezy praw sterowania autopilota i wykonania projektu, który realizowano w pięciu etapach:

- wybrano strukturę autopilota: kanały sterowania lotkami i sterem wysokości, mechanizmy wykonawcze bez sprzężeń zwrotnych, pomiar położenia kątowych samolotu (bez pomiaru prędkości kątowych),

- dobór parametrów autopilota dla zlinearyzowanego modelu właściwości dynamicznych samolotu i układu sterowania,
- weryfikacja obliczeń analitycznych metodą symulacji cyfrowej, uwzględniającej istotne nieliniowości projektowanego układu automatycznego sterowania,
- projekt sprzętowy mikroprocesorowego sterownika autopilota oraz pozostałych zespołów (np. mechanizmów wykonawczych),
- projekt oprogramowania systemu mikroprocesorowego zawierający procedury sterujące i diagnostyczne.

Niektóre metody i rezultaty syntezy sterowania przedstawiono w [4], inne będą prezentowane w następnych publikacjach. Poniżej zamieszczono praktyczne rezultaty odnoszące się do prototypu autopilota oznaczonego symbolem APC 1-X, dostosowanego do sterowania samolotem PZL M-20 Mewa, którego strukturę sprzętową przedstawia rys. 1.

Sygnały pomiarowe 1, są standaryzowane 2 do poziomu sygnałów napięciowych ± 5 V i następnie wybierane 16-wejściowym komutato-



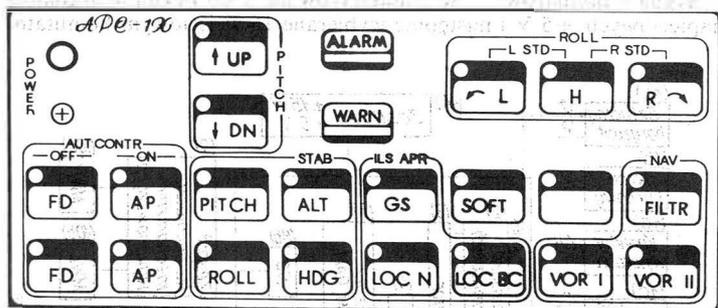
Rys. 1. Struktura sprzętowa autopilota APC-1X: SG — moduł separacji galwanicznej, MWL — mechanizm wykonawczy lotek, MHW — mechanizm wykonawczy steru wysokości

rem analogowym 3. Ośmiobitowy kompensacyjny przetwornik analogowo-cyfrowy 4 współpracuje z systemem mikroprocesorowym 5 zarządzającym pracą całego układu. System mikroprocesorowy (μP Z80) jest sterowany z pulpitu autopilota 6, gdzie są również przekazywane informacje (sygnalizacje) dotyczące jego trybu (modu) pracy. Procesor analizuje stany 24 wejść dwustanowych 7 z separacją galwaniczną 8a, służące do przyjęcia informacji o sprawności urządzeń współpracujących (przyrządy pomiarowe, mechanizmy wykonawcze, zasilacz itp.) oraz zewnętrznych sygnałów sterujących (np. przyciski odłączenia autopilota na wolancie). Również przez układy separacji galwanicznej 8b, 8c są wysyłane sygnały impulsowe do sterowania elektromechanizmami wykonawczymi, 10a, 10b za pośrednictwem wzmacniaczy mocy 9 oraz sygnały dwustanowe 11 do sterowania urządzeń zewnętrznych (sprzęgło mechanizmów wykonawczych, sygnalizacje zewnętrzne itp.). Procesor steruje także wyświetlaniem informacji nakazowych na optycznym wskaźniku dyrektywnym (flight director) 12, wykorzystywanym przy ręcznym pilotowaniu samolotu. Procesor może współpracować również z dodatkowym pulpitem testera 13, wyposażonym w klawiaturę i wyświetlacz, który może być przyłączony do autopilota w celu sprawdzenia prawidłowości jego działania.

Pulpit sterowania autopilotem obsługiwany przez pilota jest wykonywany w technice klawiatury „komputerowej”. Jedną z wersji tego pulpitu (anglojęzyczną) przedstawia rys. 2.

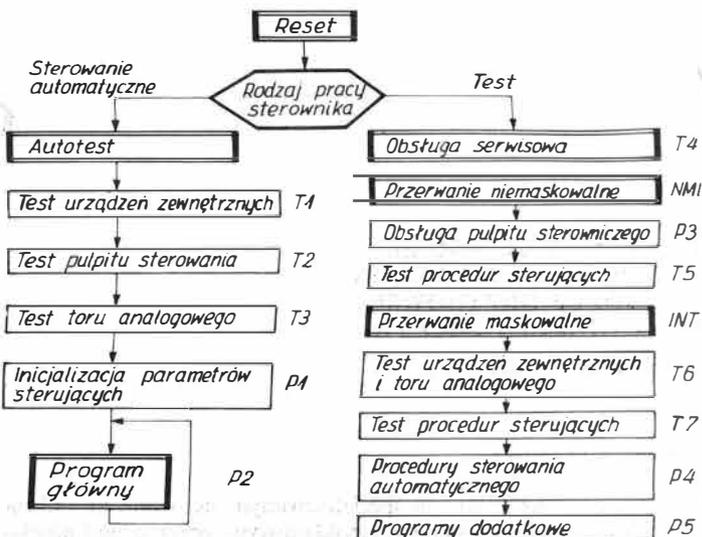
Struktura oprogramowania systemu mikroprocesorowego została dostosowana do jego specjalistycznych funkcji (rys. 3). Wykorzystano przerwanie niemaskowalne (NMI) do obsługi klawiatury i sygnalizacji pulpitu sterowania autopilota oraz przerwanie maskowalne (INT) inicjujące próbkowanie sygnałów pomiarowych z zadaną częstotliwością i wykonanie obliczeń oraz generujące sygnały sterujące mechanizmami wykonawczymi.

W zależności od położenia przełącznika na pulpicie testera jest wykonywany specjalistyczny program obsługi serwisowej (T4) lub przelicznik przechodzi do pracy jako sterownik. W pierwszej kolejności jest wykonywany program testowania sprawności autopilota (Autotest). Testowanie urządzeń zewnętrznych (np. przyrządów pomiarowych) polega na programowym sprawdzeniu stanów ich sygnałów sprawności (program T1). W zależności od kombinacji tych sygnałów jest ustalany zbiór możliwych rodzajów pracy autopilota. Dopuszczalne rodzaje pracy są sygnalizowane ciągłym świeceniem odpowiednich klawiszy funkcyjnych pulpitu sterowania autopilotem, pozostałe są sygnalizowane światłem pulsującym. Test pulpitu sterowania i sygnalizacji (T2) polega na włączeniu na 5 s wszystkich sygnalizacji świetlnych. Naciśnięcie dowolnego klawisza powoduje programowe wyłączenie odpo-



Rys. 2. Pulpit sterowania autopilotem APC-1X: K — klawisze, D — diody sygnalizacyjne, FD — odłączone sterowanie automatyczne, działa wskaźnik dyrektywny (flight director), AP — założone sterowanie automatyczne, odpowiednio w kanale pochylenia (PITCH) i przechylenia (ROLL), PITCH — stabilizacja i sterowanie pochyleniem samolotu, ROLL — stabilizacja i sterowanie przechyleniem samolotu, UP — zwiększenie kąta pochylenia dla sterowania PITCH, DN — zmniejszanie kąta pochylenia dla sterowania PITCH, ALT — stabilizacja barometrycznej wysokości lotu, HDG — stabilizacja kursu, GS — stabilizacja ścieżki podejścia wg ILS/GS, LOG N — stabilizacja kierunku podejścia do lądowania wg ILS/LOC — podejście normalne, LOG BC — jak LOC N — podejście z kursem przeciwnym, VOR I, VOR II — nawigacja wg sygnałów odbiornika VOR, FILTR — włączona filtracja sygnału odbiornika VOR, SOFT — sterowanie złagodzone, mniej precyzyjne, H — przejście do lotu poziomego dla sterowania ROLL, L — przechylenie samolotu w lewo dla sterowania ROLL, R — jw. w prawo, L STD — wykonanie zakrętu w lewo ze standardową prędkością kątową zakrętu 3°/s, R STD — analogicznie w prawo, ALARM — sygnalizacja samoczynnego odłączenia się autopilota, WARN — sygnalizacja informująca o niesprawności niektórych zespołów, jest możliwa praca autopilota w ograniczonym zakresie

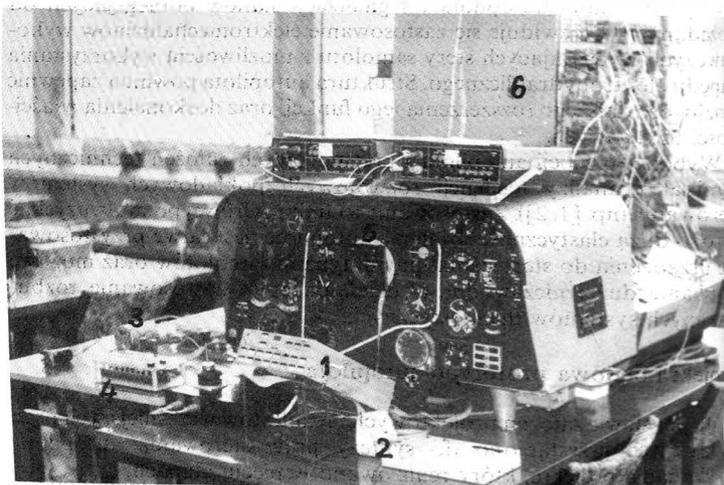
wiedniej sygnalizacji (sprawdzenie stanu klawiatury i programów obsługi pulpitu). Test toru analogowego (T3) polega na sprawdzeniu poprawności napięć zasilania, poprawności adresowania i działania komutatora sygnałów analogowych oraz prawidłowości przetwarzania analogowo-cyfrowego znanych wartości napięć. W programie P1 są ustalone początkowe wartości wszystkich zmiennych sterujących i przelicznik przechodzi w stan gotowości do podjęcia pracy. Zmianę sposobu działania przelicznika uzyskuje się przez naciśnięcie odpowiednich klawiszy pulpitu sterowania autopilotem. W programie głównym (P2) są wykonywane obliczenia pomocnicze, które nie wymagają synchronizacji czasowej i mogą być przerywane programami obsługi przerwa-



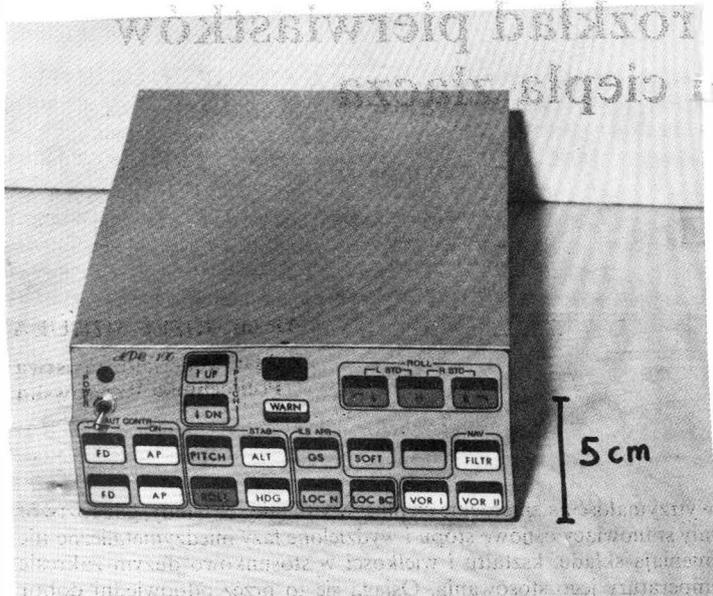
Rys. 3. Struktura oprogramowania autopilota APC-1X

W przerwaniu niemaskowalnym (NMI) jest wykonywany program (P3) obsługi pulpitu sterowania autopilota (klawiatura i sygnalizacja) oraz program (T5) kontrolujący poprawność działania procedur sterujących (P4) wykonywanych w przerwaniu maskowalnym. Zasady testowania oprogramowania sterownika autopilota są opisane w [4].

W programie obsługi przerwania maskowalnego (INT) są każdorazowo testowane urządzenia i zespoły niezbędne dla wybranego rodzaju autopilota (T6) oraz w przypadku wykrycia niesprawności są wykonywane odpowiednie programy minimalizujące skutki wykrytych niesprawności systemu (np. przejście do stabilizacji kąta przechylenia samolotu w przypadku uszkodzenia układu kursowego). Program P4 inicjuje pobranie danych z urządzeń zewnętrznych z założoną częścią



Rys. 4. Autopilot APC-1X na stanowisku badawczym: 1 — główny blok autopilota, 2 — pulpity diagnostyczny, 3 — mechanizm wykonawczy, 4 — pulpity symulacji uszkodzeń, 5 — optyczny wskaźnik dyrektywny, 6 — maszyna analogowa MEDA-43HA. Fot. M. Kowal



Rys. 5. Główny blok autopilota APC-1X. Fot. M. Kopkiewicz

próbkowania, wykonuje obliczenia oraz generuje sygnały sterujące mechanizmami wykonawczymi autopilota. W programie P5 są wykonywane obliczenia dodatkowe, m.in. filtracja sygnałów nakazowych dla wskaźnika dyrektywnego, generacja kodów stanu pracy przelicznika itp. Zastosowane rozwiązania sprzętowe zapewniają łatwość modyfikacji struktury sterownika oraz możliwość zmiany wartości współczynników w prawach sterowania, nawet podczas lotów próbnych.

Uwagi i wnioski

Zbudowany prototyp autopilota został poddany próbom laboratoryjnym na stanowisku badawczym (rys. 4), w którym właściwości

Próby w locie prototypu APC-1X wykonano w czerwcu 1990 r., następnie opracowano nową wersję konstrukcyjną i zbudowano serię prototypową autopilotów oznaczonych symbolem APC-1P. Obecnie trwają końcowe próby w locie w celu uzyskania certyfikatu wg przepisów FAR 23 (czerwiec 1991 r.).

dynamiczne sterowanego samolotu zostały zamodelowane na maszynie analogowej MEDA-43HA. Badania potwierdziły poprawność założeń projektowych i wyników obliczeń, uzyskano dobrą jakość sterowania i przewidywaną dokładność stabilizacji położenia przestrzennego i trajektorii lotu. Zebrane doświadczenia uzasadniają podjęcie dalszych prac badawczych i projektowych, m.in. są planowane próby w locie oraz budowa kolejnych egzemplarzy autopilota.

Struktura i przyjęte rozwiązanie konstrukcyjne, a przede wszystkim elastyczność programowa systemu mikroprocesorowego, pozwalają na rozwój autopilota, poszerzenie jego funkcji, doskonalenie właściwości użytkowych oraz dostosowanie do sterowania samolotami o różnych właściwościach dynamicznych. W badanym rozwiązaniu projektowym wykorzystuje się tylko 8% mocy obliczeniowych procesora. Możliwe jest zwiększenie liczby kanałów sterowania (tłumik holendrowania, sterowanie ciągiem), realizacje obliczeń nawigacji obszarowej, rozbudowa systemów ostrzegania i ograniczenia niebezpiecznych stanów lotu oraz zastosowanie eksperymentalnego odległościowego sterowania typu FBW (fly by wire). Odrębną możliwością znacznego poszerzenia funkcji i zwiększenia niezawodności działania jest rozwój sprzętowy autopilota przez zastosowanie systemu wieloprocessorowego, wykorzystanie mikroprocesorów 16-bitowych oraz zastosowanie mechanizmów wykonawczych z położeniowymi i prędkościowymi sprzężeniami zwrotnymi.

Wykonane dotychczas prace badawcze i projektowe oraz zebrane doświadczenia praktyczne pozwalają programować dalszy tok prac zmierzających do uruchamiania seryjnej produkcji autopilotów do samolotów lekkich i lokalnej komunikacji.

LITERATURA

1. M.D. HEWETT, H.A. REDISS, E.C. BUCKLEY, C.R. SPITZER: A Review of Foreign Technology in Aircraft Flight Controls. Proc. IEEE Nat. Aerosp. & Electron. Conf., NAECON 1984. Dayton, Ohio, New York, 1984
2. S.N. EGIER, S.W. RUMJANCEW (red): Itogi nauki i techniki. Awiastrojenije, t. 9 Samoletostrojenije za rubieżom. Moskwa, 1986
3. B. DOŁĘGA, A. TOMCZYK: The Software Diagnostic Autopilot System. Międzynarodowa konferencja „Diagnostyka samolotów i śmigłowców — „AIRDIAG'89”, Rydzyna 1989
4. S. BOCIEK, B. DOŁĘGA, J. GRZYBOWSKI, A. TOMCZYK: Cyfrowy autopilot do samolotów lekkich. *Prace Instytutu Lotnictwa*, nr 117, 1989

DOKOŃCZENIE ZE STR. VIII

pierwiastków w złączach spawanych ze stali EI-835 metodą TIG bez obróbki cieplnej i po przesycaeniu w temp. 1373 K w czasie 45 min z chłodzeniem w wodzie otrzymano na odpowiednim wykresie sporządzonym automatycznie przez mikroanalizator, ze względu na wymiary wykresów nie można ich zaprezentować w artykule.

Analiza wyników badań

- Wyniki próby rozciągania:
 - dla blachy $g = 1,2$ mm:
 - dla próbek nr 1, 2 i 3 wytrzymałość złącza $R_m = 873 \div 909$ MPa,
 - dla próbki niespawanej, nr 4 $R_m = 954$ MPa,
 - dla próbek nr 5, 6 i 7, po przesycaeniu, $R_m = 808 \div 867$ MPa,
 - dla próbki nr 8, niespawanej po przesycaeniu, $R_m = 888$ MPa;
 - dla blachy $g = 0,8$ mm:
 - dla próbki nr 9, niespawanej, $R_m = 1020$ MPa,
 - dla próbek nr 10, 11 i 12, spawanych, nie przesycaonych, $R_m = 813 \div 873$ MPa,
 - dla próbki nr 13, niespawanej, przesyconej, $R_m = 1011$ MPa,
 - dla próbek nr 14, 15 i 16, przesycaonych po spawaniu, $R_m = 790 \div 808$ MPa.

W każdym przypadku zerwanie nastąpiło w spoinie. Podczas próby zginania próbek o kąt 180° , zacina z próbek nie pękła. Próbki nie przesycaone po spawaniu, po zdjęciu obciążenia lekko się odkształcały, czego nie stwierdzono w próbkach poddanych przesycaeniu.

- Z wyników pomiaru twardości wynika, że twardość w spoinie obniżyła się w stosunku do strefy wpływu ciepła i materiału rodzimego. Największy spadek twardości jest widoczny w osi spoiny i jej twardość wynosi $298 \div 308$ HV; twardość materiału rodzimego wynosi średnio 360 HV, a strefy wpływu ciepła – 345 HV. Przesycaenie po spawaniu spowodowało ujednoczenie i obniżenie twardości o kilka jednostek HV w całym złączu.

- Badania metalograficzne nie ujawniły istotnych różnic strukturalnych w próbkach poddanych przesycaeniu w stosunku do próbek nie przesycaonych. W strefie wpływu ciepła i w spoinie wystąpił wyraźny rozrost ziaren w stosunku do materiału rodzimego.

- Badania mikrosegregacji nie wykazały większych różnic w segregacji: Cr, Ni, Mn, Fe, Si.

Wnioski

- Z przeprowadzonych badań wynikają następujące wnioski:
 - Stal EI-835 jest stałą dobrze spawalną i daje złącza dobrej jakości.
 - Złącze wykazuje dobre właściwości mechaniczne. Próbki spawane, bez następnej obróbki cieplnej, mają większą wytrzymałość na rozciąganie, a mniejsze wydłużenie i przewężenie od próbek po obróbce cieplnej.
 - Badania metalograficzne wykazują duży rozrost ziarna w spoinie i w strefie wpływu ciepła w stosunku do materiału rodzimego.
 - Mikrosegregacja pierwiastków: Cr, Ni, Mn, Fe i Si w złączu nie wykazuje większych różnic.

Wpływ obróbki cieplnej na rozkład pierwiastków stopowych w strefie wpływu ciepła złącza spawanego ze stali EI-835

Dr inż. JÓZEF MIKUŁA

Zakład Metaloznawstwa
Politechnika Rzeszowska

Rzeczywistość wymaga stosowania coraz doskonalszych materiałów konstrukcyjnych, do których zalicza się m.in. stale żaroodporne i żarowytrzymałe. Są one stosowane w różnych dziedzinach techniki, zwłaszcza w takich, w których jest wymagana odporność na korozję gazową w wysokich temperaturach przy zachowaniu dostatecznych właściwości wytrzymałościowych. Stale żaroodporne i żarowytrzymałe mają największe zastosowanie w lotnictwie, okrętownictwie, przemyśle naftowym, metalurgicznym i chemicznym.

Żaroodporność jest cechą charakteryzującą odporność metalu na działanie czynników chemicznych w podwyższonych temperaturach, przede wszystkim gazów utleniających. Utlenianie metali i stopów w podwyższonych temperaturach jest złożonym procesem cieplno-chemicznym, polegającym na łączeniu tlenu z metalem, także przez dyfuzję atomów tlenu przez warstwę tlenków. Żelazo tworzy z tlenem kilka tlenków: FeO (wustyt), Fe₃O₄ (magnetyt) i Fe₂O₃ (hematyt). Skład utworzonej warstwy tlenkowej zależy od temperatury. Aby zwiększyć odporność stali na utlenianie w podwyższonej temperaturze, wprowadza się do nich: Cr, Al, Si, które wykazują większe od żelaza powinowactwo do tlenu i tworzą odpowiednio tlenki Cr₂O₃, Al₂O₃ i SiO₂. Powstałe z nich warstewki tlenków są bardzo szczelne i utrudniają dyfuzję tlenu w głąb materiału, chroniąc go w ten sposób przed dalszym utlenianiem. Żaroodporność stopów żelaza zależy przede wszystkim od ich składu chemicznego i prawie nie jest związana ze strukturą. Na rys. 1 przedstawiono szybkość utleniania się żelaza w zależności od temperatury, a na rys. 2 – wpływ chromu na żaroodporność stali ferrytycznych i austenitycznych.

Żaroodporność jest to odporność (przydatność) metalu do pracy w podwyższonej temperaturze; za miarę żaroodporności przyjmuje się temperaturę, w której próbka o ściśle oznaczonych wymiarach uzyskuje graniczną wartość przyrostu masy wynoszącą 0,00025 g/mm² jej powierzchni, przy czym czas próby wynosi 250 h. Żarowytrzymałość zaś jest to zdolność materiału do zachowania właściwości mechanicznych w warunkach podwyższonej temperatury przy równoczesnym działaniu krótkotrwałego lub długotrwałego obciążenia. Decydują o niej przede wszystkim: wytrzymałość na pełzanie, granica pełzania, żaroodporność

i wytrzymałość na zmęczenie cieplne. Ma to miejsce wtedy, gdy roztwór stały stanowiący osnowę stopu i wydzielone fazy międzymetaliczne nie zmieniają składu, kształtu i wielkości w stosunkowo dużym zakresie temperatury jego stosowania. Osiąga się to przez odpowiedni dobór dodatków hamujących w maksymalnym stopniu procesy dyfuzyjne, a także przez uprzednie procesy wydzieleniowe prowadzone w temperaturze wyższej od zakresu temperatury pracy stopu.

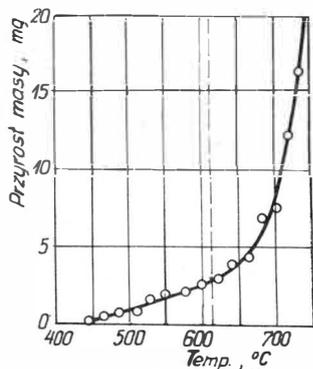
Coraz większe zastosowanie stali żaroodpornych i żarowytrzymałych zależy także od możliwości łączenia elementów z tych materiałów przez spawanie. Spawalność stali żarowytrzymałych jest na ogół dobra, z wyjątkiem większości stali ferrytycznych, które mają złą spawalność.

Najodpowiedniejszym procesem łączenia tych stali jest spawanie w osłonach gazowych, dające spoiny wysokiej jakości, bez szkodliwych wtrąceń i pęcherzy. Jako osłony łuku są stosowane gazy szlachetne: Ar, He lub ich mieszaniny. Spawanie w osłonach gazowych może być prowadzone za pomocą elektrody topliwej (MIG) oraz elektrody nietopliwej (TIG). Na rys. 3 przedstawiono schemat spawania łukowego w osłonie gazów szlachetnych.

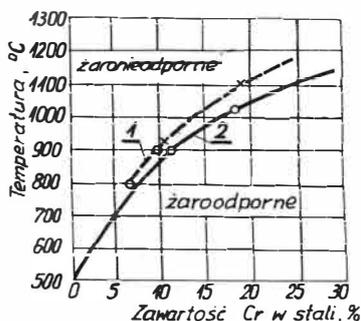
Biorąc pod uwagę właściwości mechaniczne w temperaturze pokojowej, złącze spawane można podzielić na 3 strefy:

- metal, który nie uległ przemianom pod wpływem ciepła, a więc o nie zmienionej strukturze i o nie zmienionej wytrzymałości.
- metal spoiny, którego wytrzymałość jest większa lub równa wytrzymałości metalu rodzimego,
- strefa, w której metal uległ zmianom pod wpływem ciepła (SWC). W tej strefie wąski odcinek przy granicy spoiny, gdzie występuje struktura gruboziarnista, ma nieco mniejszą wytrzymałość.

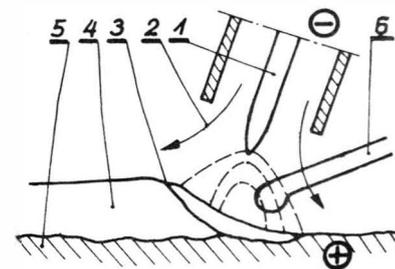
Połączenie spawane jest więc swego rodzaju nieciągłością strukturalną, a czasem chemiczną, co może mieć niekorzystny wpływ na odporność spawanego przedmiotu na korozję. Stale o jednakowym składzie chemicznym można po spawaniu poddać przesycaeniu w odpowiedniej temperaturze, z szybkim chłodzeniem w powietrzu lub w wodzie. Zabieg ten usuwa lokalne zubożenie w chrom, a wydzielone węgliki ulegają rozpuszczeniu. Zwiększa to odporność korozyjną spawanego przedmiotu.



Rys. 1. Szybkość utleniania się żelaza w zależności od temperatury



Rys. 2. Wpływ chromu na żaroodporność stali: 1 – stale austenityczne, 2 – stale ferrytyczne



Rys. 3. Schemat spawania łukowego elektrodą wolframową w osłonie gazów szlachetnych: 1 – elektroda wolframowa, 2 – argon, 3 – jezioro ciekłego metalu, 4 – metal spoiny po skrzepnięciu, 5 – metal rodzimy, 6 – spoiwo

Badania własne

Stal EI-835 (H25N16G7AR) jest stalą chromowo-niklowo-manganową z azotem i borem, produkcji radzieckiej. Należy ona do grupy stali żaroodpornych klasy austenitycznej i znajduje zastosowanie w elementach pracujących w temp. 973 ÷ 1973 K (łopatki, obejmy łopatek w turbinach gazowych).

Stal Cr-Ni-Mn typu 24-16-6 z N i B charakteryzuje się podwyższoną żaroodpornością na utlenianie w porównaniu ze stalami Cr-Ni typu 18-8 z Ti i Nb. Po krótkotrwałym nagrzewaniu i przesycaaniu w temp. 1423 K stal ta ma znaczną wytrzymałość: $R_m = 800$ MPa i wysoką plastyczność: $A = 15 \div 55\%$ w temp. pokojowej. Długotrwałe wygrzewanie w temp. 873 ÷ 1073 K w ciągu 100 h nie zmienia charakterystyki wytrzymałościowej, jedynie zmienia się nieco plastyczność.

Celem pracy jest określenie zmiany rozkładu pierwiastków w strefie wpływu ciepła złącza spawanego w tej stali metodą TIG. Zakres badań:

- spawanie stali metodą TIG,
- wykonanie próbek,
- wykonanie obróbki cieplnej próbek,
- badanie wytrzymałości na rozciąganie i zginanie,
- pomiary mikrotwardości,
- badania mikro- i makrostruktury,
- badania stopnia mikrosegregacji składników stopowych złącza.

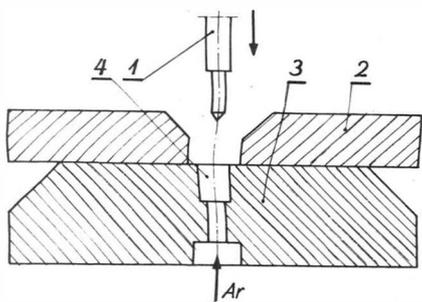
Do badań użyto blachy o grubości $g = 1,2$ mm i $g = 0,8$ mm. Skład chemiczny blach pochodzących z jednego wytopu, wg analizy kontrolnej wynosił: Cr - 25,5%, Ni - 17,3%, Mn - 6,32%, Si - 0,9%, Fe - 49,38%, C - 0,10%, Cu - 0,15%, P - 0,02%, N - 0,31%, B - 0,01%.

Blachy są dostarczane po obróbce cieplnej z wytrawioną powierzchnią wg GOST-10500-63 i pochodzą z jednego wytopu.

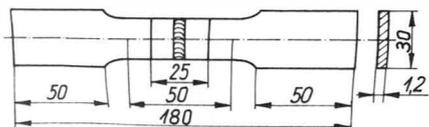
Spawanie przeprowadzono metodą TIG na aparacie wzdłużnym (Messer Griesheim, produkcji RFN, typ SF-1900) do spawania w osłonie Ar. Elementy były spawane impulsowo bez dodatku spoiwa, elektrodą wolframową zaostroszoną produkcji RFN o średnicy 2,4 mm. Schemat spawania przedstawia rys. 4. Parametry spawania przedstawiono w tabl. 1.

Z wykonanych płyt próbnych wycięto próbki i połowę z nich poddano przesycaaniu w temp. 1373 K w czasie 45 min z chłodzeniem w wodzie. Probki te poddano: próbie rozciągania, zginania, pomiarom rozkładu mikrotwardości w złączu, badaniu makrosegregacji i badaniom metalograficznym.

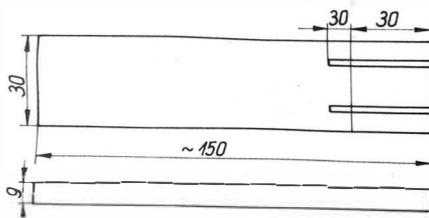
Próbę rozciągania przeprowadzono zgodnie z PN-62/M-69710 na maszynie wytrzymałościowej Instron produkcji angielskiej, typ TTD-1155 przy zakresie siły 5000 kG, $V_{rozciąg} = 3$ mm/min; $V_{przes.papieru} = 10$ cm/min.



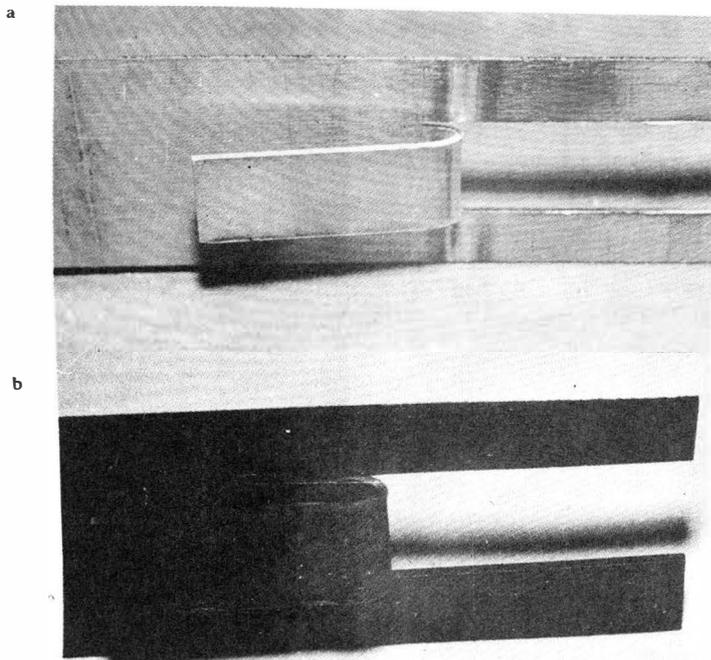
Rys. 4. Schemat spawania na automacie Messer Griesheim: 1 - elektroda wolframowa, 2 - szczęki zaciskające elementy spawane, 3 - podkładki miedziane, 4 - otwory zapewniające dopływ Ar do grani



Rys. 5. Wymiary próbki przeznaczony do próby rozciągania (w mm)



Rys. 6. Wymiary próbki do języczkowej próby zginania wg PN-64/M-69720 (w mm)



Rys. 7. Wygląd próbek po próbie zginania, $g = 1,2$ mm: a) po spawaniu, b) po spawaniu i przesycaaniu

Wymiary próbki do próby rozciągania przedstawiono na rys. 5, a wyniki próby rozciągania przedstawiono w tabl. 2 i 3.

TABLICA 1. Parametry spawania

Grubość elementów, mm	I , A	Wydatek Ar dla lica, l/h	Wydatek Ar dla grani, l/h	Szybkość spawania, mm/s
0,8	35	14	10	5,266
1,2	69	14	10	5,62

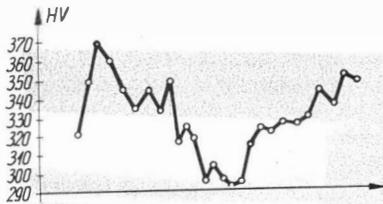
TABLICA 2. Wyniki próby rozciągania: $g = 1,2$ mm

Nr próbki	Stan próbki	P , N	R_m , MPa	A , %	Z , %
1	spawana	23 600	894	24,3	19,5
2		23 800	909	24,3	19,5
3		23 700	873	24,7	23,5
4	niespawana	24 600	954	44,3	33,5
5	spawana i przesycaana w temp. 1373 K	23 400	867	35,7	23,5
6		22350	808	28,7	28,5
7		22500	835	30,0	25,3
8	niespawana	23 250	888	48,6	39,7

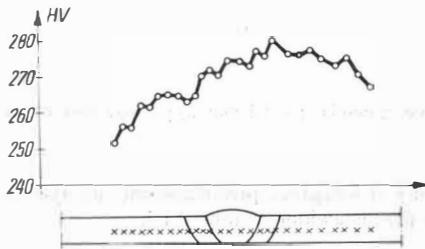
TABLICA 3. Wyniki rozciągania próbek: $g = 0,8$ mm

Nr próbki	Stan próbki	P , N	R_m , MPa	A , %	Z , %
9	niespawana	16 700	102	34	37,2
10	spawane	13 300	813	8,1	17,0
11		14 100	841	10,3	20,7
12		14 300	873	10,3	25,4
13	niespawana przesycaana w temp. 1373 K	14 600	1011	35,8	32,1
14	spawane i przesycaane w temp. 1373 K	13 900	808	23,5	25,9
15		14 000	808	24,9	31,7
16		13 600	790	25,0	31,3

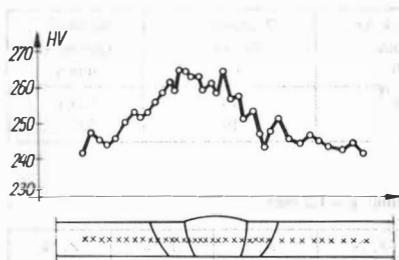
Celem próby zginania płaskiego złącza doczołowego było sprawdzenie plastyczności złącza. Plastyczność ocenia się na podstawie wielkości kąta zginania próbki, przy którym następuje pierwsze pęknięcie. Języczkową próbę zginania przeprowadzono wg PN-64/M-69720 na próbkach wykonanych z odcinków próbnych z płyty próbnej (rys. 6). Zginanie przeprowadzono po zaciśnięciu trzpienia wraz z próbką w imadle; dla próbki o $g = 0,8$ mm średnica trzpienia wynosiła 3 mm, a dla próbki o grubości blachy $g = 1,2$ mm średnica trzpienia wynosiła 4 mm. Wszystkie próbki poddane zginaniu o kąt 180° nie wykazały żadnych pęknięć. Próbkę przesyconą po zdjęciu obciążenia nie odkształcały się, co miało miejsce w próbkach spawanych nie poddanych obróbce cieplnej. Wygląd próbek po próbie zginania przedstawiono przykładowo na rys. 7.



Rys. 8. Rozkład twardości HV złącza spawanego metodą TIG blachy o grubości $g = 0,8$ mm ze stali EI-835



Rys. 9. Rozkład twardości HV złącza spawanego metodą TIG blachy o grubości $g = 0,8$ mm, ze stali EI-835 po przesycaaniu w temp. 1373 K w czasie 45 min, chłodzenie w wodzie



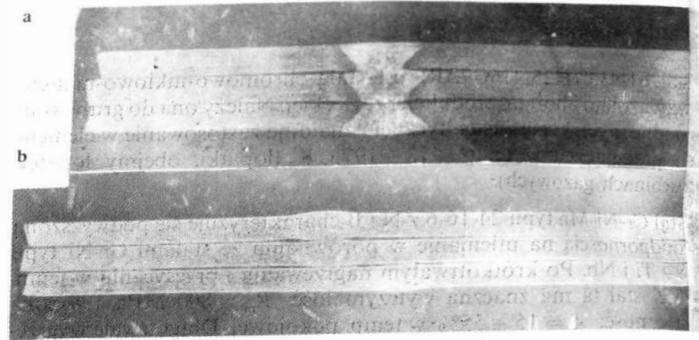
Rys. 10. Rozkład twardości HV złącza spawanego metodą TIG blachy o grubości $g = 1,2$ mm ze stali EI-835 po przesycaaniu w temp. 1373 K w czasie 45 min, chłodzenie w wodzie

Badanie rozkładu twardości przeprowadzono w celu ustalenia zmian twardości złącza w spoinie, w strefach wpływu ciepła oraz w materiale rodzimym. Badania przeprowadzono metodą Vickersa na mikrotwardościomierzu Matsuzawa produkcji japońskiej. Zgląd po przygotowaniu wytrawiono odczynnikami Marble'a w celu ujawnienia zarysu spoiny. Przykłady wyników pomiarów twardości przedstawiono na rys. 8, 9 i 10.

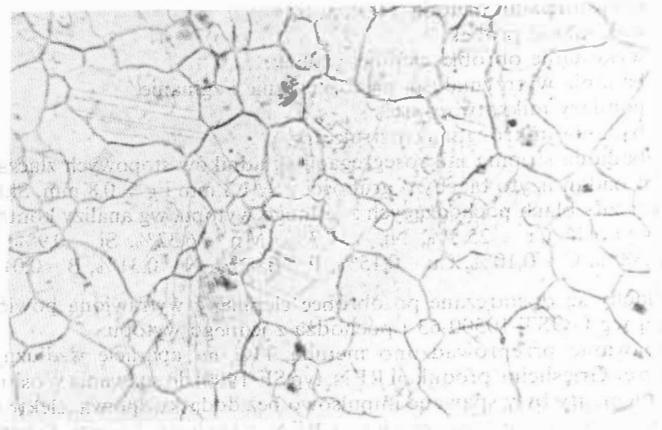
Próbki do badań metalograficznych przygotowano w sposób klasyczny przez szlifowanie i polerowanie mechaniczne. Trawienie próbek przeprowadzono odczynnikami Marble'a.

Na rys. 11 przedstawiono przykładowo mikrostrukturę złącza spawanych bez obróbki cieplnej i po przesycaaniu, z blach o grubości $g = 1,2$ mm, na rys. 12 – przykład mikrostruktury materiału rodzimego, zaś na rys. 13 – mikrostrukturę środka spoiny.

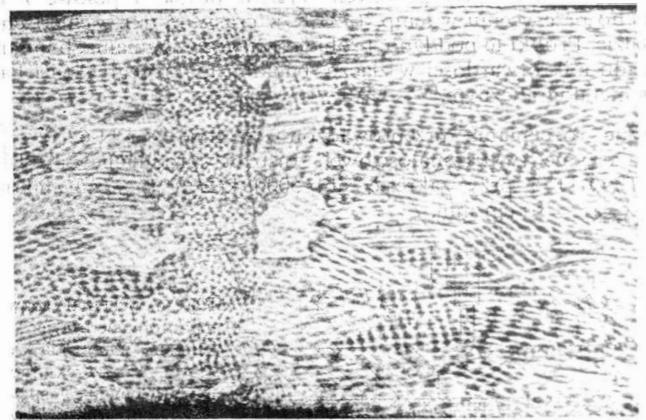
Badanie mikrosegregacji pierwiastków stopowych przeprowadzono na mikroanalyzerze rentgenowskim typu MAR-2 produkcji ZSRR. Działa on na zasadzie rejestrowania intensywności promieniowania rentgenowskiego dla danego pierwiastka wzbudzonego przez bombardowanie próbki ogniskowaną wiązką elektronów o średnicy mniejszej niż $1 \mu\text{m}$. Promieniowanie rentgenowskie dla poszczególnych pierwiastków jest selekcjonowane za pomocą spektrometru, który może być



Rys. 11. Mikrostruktura złącza spawanego metodą TIG ze stali EI-835, blacha o grubości $g = 1,2$ mm: a) po spawaniu, b) po spawaniu i przesycaaniu



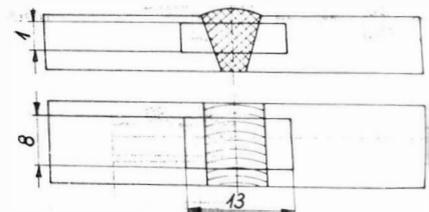
Rys. 12. Mikrostruktura materiału rodzimego. Pow. 200 \times



Rys. 13. Mikrostruktura środka spoiny. Pow. 200 \times

ustawiony przy kącie Bragga dla promieniowania rentgenowskiego i pierwiastka.

Próbki do badań przedstawiono na rys. 14; przygotowano je tak do badań metalograficznych; Rozkład koncentracji rozpatrywano



Rys. 14. Próbkę przeznaczoną do badań mikrosegregacji (wymiary w mm)

DOKOŃCZENIE NA STR.