



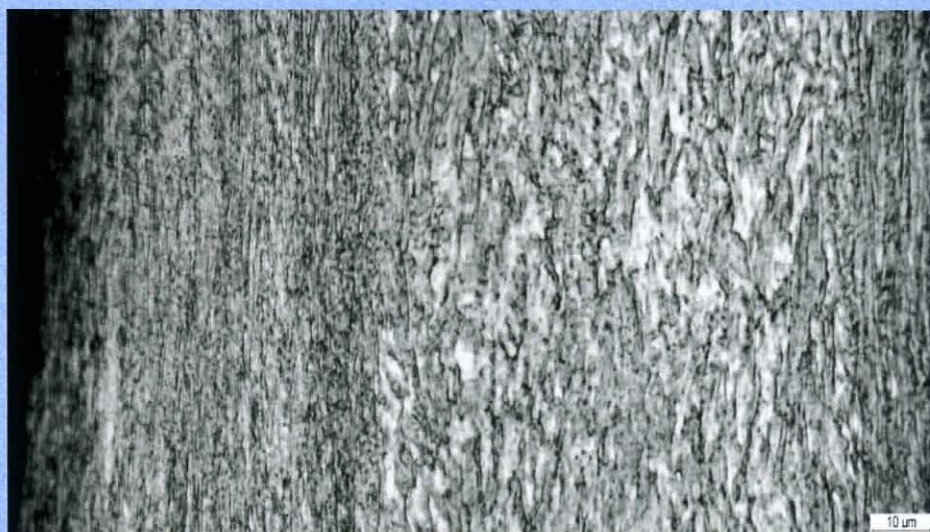
PRACE INSTYTUTU METALURGII ŻELAZA

TRANSACTIONS OF THE INSTYTUT METALURGII ŻELAZA

MONOGRAFIE

Jerzy Andrzej Stępień

TECHNOLOGICZNE I UŻYTKOWE CHARAKTERYSTYKI STALI PRZEZNACZONYCH NA KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH



Monografie

Jerzy Andrzej Stępień

**TECHNOLOGICZNE I UŻYTKOWE
CHARAKTERYSTYKI STALI PRZEZNACZONYCH
NA KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH**

Gliwice 2013

RECENZENCI

Dr hab. inż. Tomasz CZUJKO, prof. WAT

Prof. dr hab. inż. Marek HETMANCZYK

KOMITET NAUKOWY SERII MONOGRAFIE

Prof. dr hab. inż. Leszek BLACHA

Prof. dr hab. inż. Włodzimierz DERDA

Prof. dr hab. inż. Henryk DYJA, Dr h.c.

Prof. dr hab. Roman KUZIAK

Prof. dr hab. inż. Andrzej ŁĘDZKI

Prof. dr hab. inż. Kazimierz MAMRO

Prof. dr hab. Józef PADUCH

ISBN: 978-83-916893-9-4

Wydawca: Instytut Metalurgii Żelaza, ul. K. Miarki 12-14, 44-100 Gliwice

ZESPÓŁ REDAKCYJNY

redaktor naczelny – prof. dr Tadeusz BOLD

zastępca redaktora naczelnego – prof. dr hab. Józef PADUCH

redaktorzy tematyczni – prof. dr hab. Roman KUZIAK, dr Grażyna STANKIEWICZ,
dr hab. inż. Marian NIESLER, prof. nzw., dr hab. Jerzy WIEDERMANN, prof. nzw.

redaktor techniczny – dr inż. Joanna FURMANEK

Korektę tekstu monografii wykonał autor.

Skład i łamanie: AKAPIT – Gliwice, tel. 32 230 77 19

Druk: D&D Sp. z o.o. – Gliwice, tel. 32 230 84 24

Spis treści

1. WSTĘP.....	6
2. KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH	11
2.1. METODY I ZAKRES BADAŃ STALI STOSOWANYCH NA KORPUSY ZGNIATANE OBROTOWO NA ZIMNO	12
2.1.1. Badania dylatometryczne	12
2.1.2. Badania wtrąceń niemetalicznych w stali 15CrMoV6-10-3	13
2.1.3. Wyznaczenie krzywej hartowności i charakterystyk odpuszczania stali 15CrMoV6-10-3	14
2.1.4. Badania starzenia stali maraging	14
2.1.5. Badania odkształcalności stali na gorąco	16
2.1.6. Badania umocnienia na zimno.....	19
Badania tłoczności	20
2.1.7. Badania właściwości mechanicznych.....	22
2.1.7.1. Badania dynamicznych właściwości mechanicznych	24
2.1.7.2. Badania odporności korpusów na ciśnienie hydrodynamiczne	25
2.1.8. Badania mikrostruktury oraz rozrostu ziarna austenitu stali 15CrMoV6-10-3 i stali maraging.....	26
2.1.8.1. Badania mikrostruktury	26
2.1.8.2. Badania rozrostu ziarna austenitu	30
3. STALE STOSOWANE NA KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH	31
3.1. STALE STOSOWANE NA KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH W PRZEMYŚLE KRAJOWYM	34
3.2. PRZYGOTOWANIE MATERIAŁU DO BADAŃ	36
4. WYBRANE ZAGADNIENIA Z TEORII I TECHNOLOGII PROCESU ZGNIATANIA OBROTOWEGO STALI NA ZIMNO	40
4.1. WYBRANE ZAGADNIENIA Z TECHNOLOGII WYTWARZANIA RAKIET	57

5. WYNIKI BADAŃ STALI STOSOWNYCH NA KORPUSY ZGNIATANE OBROTOWO NA ZIMNO	68
5.1. WYNIKI BADAŃ DYLATOMETRYCZNYCH	68
5.2. WPŁYW ZASTOSOWANEJ METODY WYTWARZANIA STALI 15CrMoV6-10-3 NA RODZAJ I MORFOLOGIĘ WTRĄCEN NIEMETALICZNYCH.	73
5.3. WYNIKI BADAŃ WYBRANYCH CHARAKTERYSTYK STALI .	79
5.3.1. Wyniki badań rozrostu ziarna austenitu	79
5.3.2. Wyniki badań hartowności i charakterystyk odpuszczania stali 15CrMoV6-10-3	84
5.3.3. Wyniki badań starzenia stali maraging	88
5.4. WYNIKI BADAŃ ODKSZTAŁCALNOŚCI BADANYCH STALI NA GORĄCO	99
5.5. UMOCNIENIE BADANYCH STALI NA ZIMNO	104
5.5.1. Umocnienie na zimno stali 15CrMoV6-10-3	104
5.5.2. Umocnienie na zimno stali maraging	110
5.6. WYNIKI BADAŃ WŁAŚCIWOŚCI MECHANICZNYCH WYROBÓW Z BADANYCH STALI	116
5.6.1. Wyniki badań właściwości mechanicznych statycznych ..	116
5.6.2. Wyniki badań właściwości mechanicznych dynamicznych	126
5.6.3. Wyniki badań odporności korpusów na działanie ciśnienia hydrodynamicznego	128
5.7. WYNIKI BADAŃ MIKROSTRUKTURY WYSTĘPUJĄCEJ W PÓŁWYROBACH I W KORPUSACH PO ZGNIATANIU OBROTOWYM NA ZIMNO.	131
5.7.1. Mikrostruktura stali 15CrMoV6-10-3	131
5.7.2. Mikrostruktura stali maraging	152
5.7.3. Mikrostruktura korpusów po odkształceniu dynamicznym	160
6. PODSUMOWANIE	168
6.1. PODSUMOWANIE WYNIKÓW BADAŃ STALI STOSOWANYCH NA KORPUSY SILNIKÓW WYKONANYCH Z NISKOWĘGLOWEJ STALI ŚREDNIOSTOPOWEJ Mn-Cr-Mo-V (15CrMoV6-10-3)	168

6.2. PODSUMOWANIE WYNIKÓW BADAŃ KORPUŚÓW WYKONANYCH ZE STALI MARAGING (N18K9M5Ts i N18K12M4Ts)	174
6.3. PODSUMOWANIE BADAŃ WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH STALI STOSOWANYCH NA KORPUSY	175
6.4. PODSUMOWANIE WYNIKÓW BADAŃ MIKROSTRUKTURY PO ZGNIATANIU OBROTOWYM NA ZIMNO I PO ODKSZTAŁCENIU DYNAMICZNYM	176
6.5. PODSUMOWANIE W ZAKRESIE TECHNOLOGII ZGNIATANIA OBROTOWEGO NA ZIMNO KORPUŚÓW SILNIKÓW RAKIETOWYCH	178
7. WNIOSKI	179
STRESZCZENIE	190

1. WSTĘP

Rozwój materiałów stosowanych na urządzenia raketowe jest motywowany ciągłym wzrostem wymagań użytkowników oraz jakości produktów uzyskiwanych przez konkurencję. Nowe lub o bardziej udoskonalonych właściwościach materiały są opracowywane głównie na podstawie badań eksploatacyjnych rakiet. Silnik raketowy jest rodzajem prostego silnika odrzutowego posiadającego wewnątrz paliwo, którego spalanie napędza raketę. Paliwo to znajduje się w osobnym zbiorniku lub bezpośrednio w komorze spalania. Wyzwala ono dużą ilość energii w wyniku reakcji chemicznych lub innych przemian, czemu towarzyszy emisja czynnika roboczego wypływającego przez dyszę z dużą prędkością. Czynniki robocze wywołuje powstanie ciągu, skierowanego przeciwnie do kierunku jego wypływu. Silnik raketowy może pracować w różnym środowisku: w atmosferze, próżni (przestrzeń kosmiczna), w wodzie i w innych ośrodkach. Najbardziej rozpowszechniony podział silników raketowych opiera się o stan skupienia paliwa: stałe, ciekłe lub hybrydowe (paliwo mieszane – stałe i ciekłe). Korpusy rakiet, których zasadniczą część stanowi silnik, determinują właściwości użytkowe całego układu rakiety. Rozmiary korpusu decydują o ilości paliwa możliwego do zastosowania, a to z kolei decyduje o zasięgu i szybkości rakiety. Korpusy rakiet muszą charakteryzować się wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi przy odpowiedniej plastyczności oraz dużą odpornością na działanie agresywnego środowiska chemicznego paliwa i wysokich temperatur. Na korpusy rakiet stosowane są różne materiały, ale przeważają materiały stalowe, szczególnie na rakiety większych rozmiarów [1-10]. Bardzo istotnym jest by korpus rakiety miał małą masę, a zatem cienką ściankę i jednorodne właściwości na obwodzie i długości. Balistyka rakiety (umiejscowienie środka ciężkości rakiety) wymusza stosowanie korpusów o zmiennych średnicach. Do precyzyjnego nadania kształtów korpusom o cienkich ściankach stosuje się na ogół technologię zgniatania obrotowego (ang. flow forming), która umożliwia realizowanie wymaganych zmian grubości ścianki i zmiennej średnicy korpusu na długości rakiety.

Rozwój stali stosowanych na korpusy silników raketowych zmierza w kierunku coraz wyższych właściwości wytrzymałościowych przy zachowaniu wymaganej plastyczności i odporności na pękanie, a także dobrych właściwości technologicznych, takich jak odkształcalność na gorąco i na zimno. Końcowe właściwości użytkowe korpusu uzyskuje po zgniataniu obrotowym na zimno (stal 15CrMoV6-10-3 ulepszona cieplnie przed zgniataniem) lub po końcowej obróbce cieplnej (starzenie stali maraging po zgniataniu obrotowym na zimno). Ze względu na duże obciążenie eksploatacyjne koniecznym jest przeprowadzenie szczegółowych badań właściwości stali stosowanych na korpusy, zarówno pod względem właściwości mechanicznych określanych w standardowej statycznej próbie rozciągania, jak i dynamicznych właściwości mechanicz-

nych, które charakteryzują zachowanie się materiału w warunkach dużych i dynamicznych naprężeń.

W niniejszej monografii przedstawiono wyniki badań nad materiałami opracowanymi i zoptymalizowanymi w Instytucie Metalurgii Żelaza: stalą 15CrMoV6-10-3 do ulepszania cieplnego [7-11] oraz dwoma gatunkami stali maraging w odmianie tzw. superczystej N18K9M5Ts i N18K12M4Ts [12-16]. Według obowiązujących oznaczeń stal N18K9M5Ts ma symbol X2NiCoMoTi18-9-5, a stal N18K12M4Ts symbol X2NiCoMoTi18-12-4. Ze względu na to, że stara symbolika występuje we wszystkich dokumentach technicznych, technologicznych i atestacyjnych w niniejszej monografii przyjęto dawne oznaczenia.

Wymagane właściwości użytkowe korpusów ze stali niskowęglowej, średniostopowej 15CrMoV6-10-3 uzyskuje się poprzez wytworzenie bardzo drobnej mikrostruktury na drodze zgniatania obrotowego na zimno wypraski o strukturze składającej się z mieszaniny odpuszczonego bainitu i martenzytu. W ten sposób stal, która po ulepszaniu cieplnym posiada wytrzymałość ok. 980 MPa i wydłużenie ok. 20%, po zgniataniu obrotowym może osiągnąć wytrzymałość rzędu 1500 MPa przy wydłużeniu powyżej 8% [17-27]. W celu uzyskania wyższych wartości wytrzymałości korpusów stosuje się stale maraging o strukturze starzonego martenzytu, o wytrzymałości powyżej 2000 MPa przy wydłużeniu powyżej 6% [14, 28-42]. W monografii przedstawiono wpływ parametrów wytwarzania stali maraging na uzyskiwane właściwości użytkowe wyrobów po zgniataniu obrotowym poddanych następnie obróbce cieplnej starzenia.

Osiągnięty w ostatnim czasie postęp w wytwarzaniu stali o wysokiej czystości (ograniczonych zawartościach pierwiastków niepożądanych) pozwala na kształtowanie wyrobów o znacznie wyższym stopniu przetworzenia.

W celu określenia właściwości technologicznych stali i możliwości ich zastosowania do produkcji korpusów rakiet, badania wykonano dla czterech wybranych procesów technologicznych wytwarzania oraz dla wybranych procesów przetwarzania półwyrobów umożliwiających przygotowanie ich do procesu zgniatania obrotowego na zimno. Przedstawione w pracy procesy technologiczne umożliwiają uzyskanie wyrobów o drobnoziarnistej mikrostrukturze w przypadku stali 15CrMoV6-10-3 lub o mikrostrukturze zawierającej nanowydzielenia faz międzymetalicznych w starzonym martenzycie stali maraging, charakteryzujących się właściwościami znacznie wyższymi niż uzyskuje się przy zastosowaniu innych technologii nie stosujących zgniatania obrotowego na zimno. W celu uzyskania finalnego wyrobu zastosowano technologie walcowania i wyciskania stali na gorąco lub na zimno oraz zgniatania obrotowego na zimno [43-46].

Celem badań było określenie właściwości technologicznych stali zastosowanych na korpusy silników rakietowych zgniatanych obrotowo na zimno o różnych wymiarach i o określonych wymaganych właściwościach użytko-

wych. Badania dotyczyły korpusów silników raketowych w zakresie średnic od 70 do 230 mm i w zakresie grubości ścianek od 0,5 do 2,1 mm przy zastosowaniu redukcji ścianki w skrajnym przypadku z 10,0 lub 8,5 mm do 2,1 mm.

Wstępnie przyjęto kryteria dla właściwości mechanicznych stali, które są przygotowywane do zgniatania obrotowego na zimno w różny sposób:

- w korpusach silników raketowych ze stali 15CrMoV6-10-3 o średnicach 70, 122 lub 227 mm wymagane są następujące właściwości mechaniczne: wytrzymałość stali po ulepszaniu cieplnym nie wyższa niż 980 MPa przy wydłużeniu minimum 12%, a po zgniataniu obrotowym na zimno wytrzymałość musi być wyższa od 1350 MPa, a granica plastyczności od 1100 MPa przy wydłużeniu powyżej 6%,
- w korpusach ze stali maraging o średnicach 70 mm i grubości ścianki 0,5 mm: wytrzymałość po starzeniu powyżej 2000 MPa, granica plastyczności powyżej 1900 MPa przy wydłużeniu min. 3%.

Wstępnie przyjęte założenia zostały w trakcie badań nieznacznie zweryfikowane.

W korpusach silników raketowych ze stali 15CrMoV6-10-3 przyjęto, że wsadom do zgniatania obrotowego na zimno będzie materiał po hartowaniu i odpuszczaniu. Przy odpowiednio dobranych parametrach obróbki cieplnej zostanie osiągnięta bardzo drobna jednorodna struktura mieszaniny odpuszczonego bainitu i martenzytu charakteryzująca się wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi i odpowiednio wysoką plastycznością. Wskaźnikiem plastyczności stali będzie wydłużenie A_5 , wyznaczane w statycznej próbie rozciągania, które powinno być wyższe od 12%. Wytrzymałość musi być na takim poziomie, aby po zgniataniu obrotowym korpusu na zimno osiągnąć zakres od 1350 do 1500 MPa. Założenie uzyskania wytrzymałości po zgniataniu obrotowym na zimno przyjęto dla maksymalnego odkształcenia rzeczywistego $\varphi = 1,40$, jakiemu zostanie poddana ścianka korpusu. Przewiduje się, że wydłużenie po zgniataniu będzie wynosić powyżej 6%. Korpusy silników raketowych ze stali 15CrMoV6-10-3 po zgniataniu obrotowym na zimno o grubości ścianki 1,5 mm powinny spełnić test ciśnieniowy dla wtłaczanego oleju o następujących parametrach: 25 MPa przez 60 sekund. Zniszczenie korpusu nie może nastąpić poniżej ciśnienia 35 MPa. Założone parametry testu ciśnieniowego muszą spełnić również złącza płaszczka korpusu z głowicą oraz zespołem dysz i usterzenia.

W korpusach silników raketowych ze stali maraging (N18K9M5Ts i N18K12M4Ts) wsadom do zgniatania obrotowego na zimno będzie materiał o strukturze bezwęglowego przesyconego martenzytu stopowego. Po przesycaaniu przed zgniataniem obrotowym na zimno, stale N18K9M5Ts i N18K12M4Ts powinny charakteryzować się wydłużeniem A_5 powyżej 15%. Korpusy silników raketowych z tych stali po zgniataniu obrotowym i starzeniu powinny mieć wytrzymałość powyżej 1900 MPa (stal N18K9M5Ts) i 2300 MPa (stal N18K12M4Ts). Dla obu zastosowanych stali maraging przewiduje

się, że wydłużenie po zgniataniu będzie większe od 3%. Przyjęcie za kryterium plastyczności wskaźnika A_5 , dla próbek wycinanych z korpusów o grubości ścianki 0,5 mm nie jest zgodne z obowiązującymi normami [47], gdyż dla wyrobów o grubości poniżej 3 mm jako kryterium plastyczności przyjmuje się wydłużenie osiemdziesiąt krotne A_{80} . Kryterium wydłużenia pięciokrotnego A_5 przyjęto, gdyż obowiązuje ono w zakładach przemysłowych wytwarzających rakiety i ze względu na istniejącą bazę danych jako odniesienia dla wielu innych kryteriów prób przemysłowych, dopuszczających korpusy silników raketowych i raket do eksploatacji. Budowa i rozmiary korpusów nie pozwalają w wielu przypadkach na wykonanie próbek o wystarczającej długości pozwalających na określenie wydłużenia A_{50} lub A_{80} . Zmiana tego kryterium wymaga przeprowadzenia licznych i kosztownych badań. Korpusy silników raketowych ze stali maraging po zgniataniu obrotowym na zimno o grubości ścianki 0,5 mm i po starzeniu powinny wytrzymać ciśnienie właczanego oleju o wartości 20,5 MPa (stal N18K9M5Ts) i 28 MPa (stal N18K12M4Ts) przez 60 sekund, a rozerwanie nie może nastąpić poniżej ciśnienia 30 MPa (stal N18K9M5Ts) i 32 MPa (stal N18K12M4Ts).

Ze względu na obciążenia dynamiczne, jakim ulegają korpusy raket, koniecznym jest określenie tzw. dynamicznej granicy plastyczności Y [48] za pomocą testu Taylora podczas zderzenia próbek walcowych z tarczą. Przyjęto kryterium [10], że dynamiczna granica plastyczności Y jest większa od granicy plastyczności $R_{0,2}$ oznaczonej w statycznej próbie rozciągania ponad 1,5-krotnie. To kryterium powinno być spełnione dla następujących prędkości zderzenia próbki z tarczą: 200÷250 m/s dla stali 15CrMoV6-10-3 (Y większe od 1650 MPa); 80÷130 m/s dla stali N18K9M5Ts (Y większe od 2750 MPa) i 100÷150 m/s dla stali N18K12M4Ts (Y większe od 3450 MPa).

Zakres wymaganych badań właściwości korpusów silników raketowych ustalono w celu zaprojektowania przeróbki plastycznej na gorąco i na zimno oraz obróbki cieplnej dla procesów ich wytwarzania.

Dobrano składy chemiczne stali na korpusy i przygotowano materiał do badań oraz wykonano badania w następującym zakresie:

- badania dylatometryczne (wykresy przemian fazowych w warunkach ciągłego chłodzenia, cykle obróbki cieplnej mające na celu optymalizację parametrów zmiękczenia stali),
- ocena stopnia zanieczyszczenia stali wtrąceniami niemetalicznymi w zależności od rodzaju zastosowanego procesu metalurgicznego,
- badania odkształcalności na gorąco z zastosowaniem testów jednoosiowego ściskania w symulatorze Gleeble 3800,
- wyznaczenie charakterystyk odpuszczania metodą pomiaru twardości (stal 15CrMoV6-10-3) oraz wyznaczenie charakterystyk starzenia przy zastosowaniu czasu starzenia od kilku sekund do kilku godzin (stałe maraging),
- badania wybranych właściwości mechanicznych, w tym dynamicznej granicy plastyczności i odporności na działanie ciśnienia hydraulicznego,

- badania umocnienia zachodzącego w wyniku odkształcania na zimno,
- badania makrostruktury po odlaniu i po obróbce cieplnej ujednorodniania,
- badania mikrostruktury wyprasek, wytłoczek, tulei po obróbce cieplnej, korpusów po zgniataniu obrotowym na zimno i po odkształceniu dynamicznym.

W kolejnych rozdziałach monografii omówiono metody badań stosowanych dla przeprowadzenia oceny jakości korpusów silników raketowych wytwarzanych ze stali 15CrMoV6-10-3, X2NiCoMoTi18-9-5 (N18K9M5Ts) i X2NiCoMoTi18-12-4 (N18K12M4Ts). W opisie przedstawiono również inne stale stosowane na korpusy silników raketowych oraz omówiono, w jaki sposób przygotowano materiał do badań, których wyniki przedstawiono w kolejnym rozdziale. Przed prezentacją wyników badań przedstawiono wybrane zagadnienia z teorii i technologii zgniatania obrotowego na zimno korpusów silników raketowych oraz technologii wytwarzania rakiet. Następnie przedstawiono wyniki badań stali stosowanych na korpusy silników raketowych. W rozdziale podsumowującym omówiono wyniki badań stali Mn-Cr-Mo-V i stali maraging. W podsumowaniu omówiono wyniki badań właściwości dynamicznych stali przeznaczanych na korpusy, porównano zmiany strukturalne zachodzące w stalach odkształcanych przez zgniatanie obrotowe na zimno i odkształcanych dynamicznie. Na koniec omówiono schematy technologiczne, zastosowane do wytwarzania stali i korpusów silników raketowych z tych stali oraz wytypowano optymalne warianty technologii wytwarzania korpusów zapewniających uzyskanie najlepszych właściwości i przy optymalnych kosztach produkcji.

7. WNIOSKI

Przeprowadzone badania w celu opisu mechanizmów odkształcania i zmian mikrostruktury zachodzących podczas zginiatania obrotowego na zimno oraz podczas odkształcania dynamicznego dla stali Mn-Cr-Mo-V i stali maraging. Stale będące przedmiotem badań są stosowane do wytwarzania korpusów silników rakietowych. W pracy omówiono technologie wytwarzania tych korpusów.

1. Podczas projektowania technologii produkcji korpusów silników rakietowych o grubości ścianki w zakresie od 0,5 do 2,1 mm metodą zginiatania obrotowego w celu uzyskania końcowych właściwości mechanicznych oraz użytkowych ważnym jest sposób przygotowania materiału stali do zginiatania. Stal nie może zawierać nieodkształcalnych wtrąceń niemetalicznych o wielkości powyżej kilkunastu mikrometrów, a to może gwarantować tylko wytapianie próżniowe lub przetop elektrożuźlowy.
2. Stopień przerobu plastycznego stali przed zabiegiem obróbki cieplnej i parametry odpuszczania wpływają na poziom właściwości mechanicznych stali 15CrMoV6-10-3. W stali o znacznie większym stopniu przerobu plastycznego po nagrzanu do temperatur austenitizacji 900, 950, 1050 i 1150°C uzyskano mniejszą średnią średnicę ziarna austenitu. Z przebiegów wykresów odpuszczania stali 15CrMoV6-10-3 wynika, że temperatura odpuszczania 660°C jest temperaturą graniczną. Parametry obróbki cieplnej oraz stopień przerobu stali 15CrMoV6-10-3 wpływa również na kształt krzywych umocnienia. Ze wzrostem umocnienia spada zapas plastyczności wyrażony stosunkiem umownej granicy plastyczności do wytrzymałości ($R_{0,2}/R_m$), który w podanym zakresie odkształceń do $\varphi_i = 0,6$ rośnie od 0,55 do 0,87.
3. W mikrostrukturze stali 15CrMoV6-10-3 wytapianej z zastosowaniem pozapiecowej obróbki próżniowej i następnie przetapianej elektrożuźlowo uzyskano większą jednorodność i drobniejsze ziarno niż w mikrostrukturze stali wytapianej z zastosowaniem tylko pozapiecowej obróbki próżniowej, zarówno po ulepszaniu cieplnym jak i po zginiataniu obrotowym na zimno. Ponadto, w stali przetapianej elektrożuźlowo obserwowano znacznie mniejszą pasmowość wywołaną segregacją pierwiastków (głównie C i Mn) niż w stali nie przetapianej elektrożuźlowo.
4. Podczas zginiatania obrotowego korpusów ze stali 15CrMoV6-10-3 lub N18K9M5Ts i N18K12M4Ts powstaje mikrostruktura pasmowa. Ze wzrostem wielkości odkształcenia całkowitego od $\varphi_c = 0,8$ do $\varphi_c = 1,6$ podczas zginiatania obrotowego na zimno korpusów ze stali 15CrMoV6-10-3 szerokość pasm listew ferrytu bainitycznego maleje od ok. 10 do ok. 0,5 μm [10, 26].
5. Wyjściową strukturą korpusów ze stali N18K9M5Ts i N18K12M4Ts po przesycaniu, a przed zginiataniem obrotowym na zimno jest bezwęglowy

martenzyt niklowy, a podczas zginiatania obrotowego następuje deformacja ziarn i powstają pasma ścinania, stąd mikrostruktura ulega silnej pasmowości. Podczas ponownego zginiatania obrotowego na zimno korpusu z przesyconej stali maraging martenzyt ulega deformacji, wskutek czego powstaje nieregularna pasmowość o szerokości pasm większych niż w przypadku ścianki po pierwszym zginiataniu.

6. Po zginiataniu obrotowym na zimno silnie rozdrobniona mikrostruktura stali 15CrMoV6-10-3 składa się z cienkich listew bainitu odpuszczonego. W strukturze występują pasma odkształcenia ułożone przestrzennie w różnych kierunkach oraz węgliki chromu i molibdenu typu M_6C i węgliki wanadu typu MC.
7. Obróbka cieplna przeprowadzona po zginiataniu obrotowym na zimno korpusów silników raketowych ze stali maraging polegająca wyłącznie na starzeniu prowadzi do powstania dużej niejednorodności mikrostruktury i właściwości mechanicznych. Zastosowanie po zginiataniu przesycańia i starzenia zwiększa stopień ujednorodnienia struktury i właściwości. Istotna jest temperatura przesycańia ze względu na wpływająca na właściwości plastyczne.
8. Mikrostruktura stali 15CrMoV6-10-3 po testach dynamicznych jest silnie odkształcona i zależy od prędkości uderzenia czoła próbki walcowej w tarczę. Pasma odkształcenia układają się równolegle do powierzchni zderzenia próbki z tarczą. Stopień deformacji struktury jest większy w osi próbki niż w obszarach zewnętrznych walca, a zasięg struktury zdeformowanej wynosi około 2 mm.
9. Efektem odkształcenia dynamicznego w strukturze stali maraging jest pojawienie się w pasm poślizgu i adiabatycznych pasm ścinania (ASB – adiabatic shear bands) [77] również na pobocznicach walca próbki, aż do głębokości około 5 mm od powierzchni uderzenia próbki w tarczę.
10. Dynamiczna granica plastyczności obliczona według zastosowanej metody Taylora dla wszystkich badanych stali jest wyższa od statycznej granicy plastyczności wyznaczonej w statycznej próbie rozciągania. Ze wzrostem prędkości uderzenia próbek ze stali 15CrMoV6-10-3 w tarczę w zakresie od 257 do 274 m/s obliczona dynamiczna granica plastyczności maleje od 1754 do 1471 MPa (dla wyjściowej statycznej granicy plastyczności wynoszącej 1091 MPa), a ze wzrostem prędkości uderzenia próbek ze stali N18K9M5Ts w tarczę w zakresie od 84,5 do 128 m/s obliczona dynamiczna granica plastyczności maleje od 4908 do 2991 MPa (dla wyjściowej statycznej granicy plastyczności wynoszącej 1714 MPa).
11. Na podstawie badań porównawczych struktury powstałej w wyniku zginiatania obrotowego i odkształcenia dynamicznego stwierdzono, że zmiany w strukturze badanych stali (15CrMoV6-10-3-Pr, N18K9M5Ts, N18K12M4Ts) zachodzą w różny sposób. W stali 15CrMoV6-10-3 odkształcenie struktury polegające na deformacji ziarn i powstaniu silnej

pasmowości następuje zarówno w wyniku odkształcenia dynamicznego, jak również w wyniku zgniatania obrotowego na zimno. W stali maraging (N18K9M5Ts, N18K12M4Ts) odkształcanie się struktury podczas zgniatania obrotowego na zimno przebiega poprzez deformację ziarn i powstanie silnej pasmowości, natomiast podczas odkształcania dynamicznego mechanizm odkształcenia w strukturze stali maraging polega na powstawaniu pasm poślizgu oraz na powstawaniu i wzroście liczby adiabatycznych pasm ścinania.

12. Podczas odkształcenia dynamicznego stali 15CrMoV6-10-3 energia wywołana odkształceniem jest pochłaniana bardziej intensywnie w obszarze osi, a mniej intensywnie przy powierzchni bocznej (walcowej) próbki w warstwie przypowierzchniowej na głębokości do 2 mm, a w stali maraging zachodzi w większej objętości (również na powierzchni walcowej) na głębokości do 5 mm od powierzchni uderzenia.
13. Badania krótkotrwałego starzenia stali N18K12M4Ts wykazały, że starzenie zachodzi w temperaturze 450°C już po 15 sekundach. W mikrostrukturze powstają fazy międzymetaliczne, których wynikiem są dodatkowe refleksy na dyfraktogramie. Na proces starzenia w stalach maraging oprócz temperatury mają wpływ parametry odkształcenia. Ściskanie próbek ze stali N18K12M4Ts przy prędkościach odkształcania 1 s^{-1} wywołuje proces starzenia przy ok. 350°C. Ze wzrostem prędkości odkształcenia do 50 s^{-1} i wyżej skutki starzenia w postaci zmian strukturalnych i znacznego wzrostu twardości w stosunku do stanu przesyconego obserwuje się już podczas odkształcenia w temperaturze 100°C. Podane temperatury określono orientacyjnie, a precyzyjne ich wyznaczenie wymaga dalszych badań. Przypuszcza się, że rzeczywista temperatura (szczególnie wewnątrz materiału) jest znacznie wyższa.
14. Ze względów ekonomicznych [10] i dla zapewnienia wymaganych właściwości technologicznych, a w konsekwencji również właściwości eksploatacyjnych korpusów silników raketowych ze stali 15CrMoV6-10-3 lub N18K9M5Ts i N18K12M4Ts, najlepszym sposobem przygotowania półwyrobu przeznaczonego do zgniatania obrotowego na zimno jest wykonanie korpusu z pręta lub z kęsa według następującego schematu: wlewek klasyczny przetopiony elektrożuźlowo ► walcowanie na gorąco kęsa lub kucie pręta ► kucie na gorąco na prasie wyprasek ► przygotowanie wsadu do wyciągania ścianki wypraski lub bezpośrednio do zgniatania obrotowego na zimno metodą obróbki skrawania ► obróbka cieplna. Wybór określonego schematu technologicznego wykonania korpusu zależy od średnicy i grubości ścianki korpusu.

TECHNOLOGICZNE I UŻYTKOWE CHARAKTERYSTYKI STALI PRZEZNACZONYCH NA KORPUSY SILNIKÓW RAKIETOWYCH

STRESZCZENIE

Rozwój materiałów stosowanych na urządzenia raketowe jest motywowany ciągłym wzrostem wymagań ich użytkowników i jakością produktów oferowanych przez konkurencję. Nowe lub ulepszone materiały są opracowywane głównie na podstawie prób eksploatacyjnych rakiet. Korpusy rakiet, których zasadniczą część stanowi silnik, determinują właściwości eksploatacyjne całego układu rakiety. Korpusy rakiet muszą charakteryzować się wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi i odpornością na działanie agresywnego środowiska chemicznego paliwa i wysokich temperatur. Na korpusy rakiet stosowane są różne materiały, ale przeważają materiały stalowe, szczególnie na rakiety większych rozmiarów [1-10]. Bardzo ważne jest by korpus rakiety miał małą masę, a zatem cienką ściankę i jednorodne właściwości na obwodzie i długości. Balistyka rakiety (umiejscowienie środka ciężkości rakiety) wymusza stosowanie korpusów o zmiennych średnicach. Do precyzyjnego nadania kształtów korpusom o cienkich ściankach stosuje się na ogół technologię zgniatania obrotowego (ang. flow forming), która umożliwia realizowanie wymaganych zmian grubości ścianki i zmiennej średnicy korpusu na długości rakiety. Ze względu na duże obciążenie eksploatacyjne rakiety konieczne jest prowadzenie szczegółowych badań właściwości stali stosowanych na korpusy, zarówno pod względem właściwości mechanicznych określanych w standardowej statycznej próbie rozciągania jak i dynamicznych właściwości mechanicznych, które charakteryzują zachowanie się materiału w warunkach dużych i dynamicznych naprężeń.

W monografii przedstawiono wyniki badań nad materiałami opracowanymi i zoptymalizowanymi w Instytucie Metalurgii Żelaza: stalą 15CrMoV6-10-3 do ulepszania cieplnego [7-11] oraz dwoma gatunkami stali maraging w odmianach superczystych N18K9M5Ts (X2NiCoMoTi18-9-5) i N18K12M4Ts (X2NiCoMoTi18-12-4) [12-16]. Ze względu iż stara symbolika występuje we wszystkich dokumentach technicznych, technologicznych i atestacyjnych w monografii przyjęto pierwotne oznaczenia.

Wymagane właściwości użytkowe korpusów ze stali niskowęglowej, średniostopowej 15CrMoV6-10-3 uzyskano poprzez wytworzenie bardzo drobnej mikrostruktury na drodze zgniatania obrotowego na zimno wypraski o strukturze składającej się z mieszaniny odpuszczonego bainitu i martenzytu. W ten sposób stal, która po ulepszaniu cieplnym posiada wytrzymałość ok. 980 MPa i wydłużenie ok. 20%, po zgniataniu obrotowym osiąga wytrzymałość rzędu 1500 MPa przy wydłużeniu powyżej 8% [17-27]. W celu uzyskania jeszcze

wyższej wytrzymałości korpusów stosuje się stale maraging o strukturze starzonego martenzytu osiągającego wytrzymałość powyżej 2000MPa przy wydłużeniu powyżej 6% [14, 28-42]. W monografii przedstawiono wpływ parametrów technologicznych wytwarzania stali maraging na uzyskiwane właściwości użytkowe wyrobów po zgniataniu obrotowym poddanych końcowej obróbce cieplnej poprzez starzenie.

W celu opracowania technologii produkcji badanych stali i wskazania możliwości ich stosowania do wytwarzania korpusów rakiet, wykonano badania czterech procesów technologicznych wytwarzania oraz wybranych procesów przetwarzania półwyrobów umożliwiających zgniatanie obrotowe na zimno. Opracowane schematy technologiczne umożliwiają uzyskanie wyrobów o drobnoziarnistej mikrostrukturze w przypadku stali 15CrMoV6-10-3 oraz o mikrostrukturze zawierającej nanowydzielenia faz międzymetalicznych w starzonym martenzyście stali maraging charakteryzujących się właściwościami znacznie wyższymi niż uzyskiwane przy zastosowaniu innych technologii nie wykorzystujących możliwości zgniatania obrotowego. Finalny wyrób uzyskiwano w drodze wstępnego walcowania i wyciskania na gorąco lub na zimno z następującym zgniataniem obrotowym na zimno i końcową obróbką cieplną [43-46].

Pełny cykl badawczy obejmował dobór składów chemicznych stali, przygotowanie materiału do badań w postaci wlewków z wytopów próbnych, badania dylatometryczne, ocenę stopnia zanieczyszczenia stali wtrąceniami niemetalicznymi, badania odkształcalności na gorąco z zastosowaniem testów jednoosiowego ściskania w symulatorze Gleeble 3800, wyznaczenie charakterystyk odpuszczania (dla stali 15CrMoV6-10-3), wyznaczenie charakterystyk starzenia przy zastosowaniu różnych czasów starzenia (dla stali maraging), badania wybranych właściwości mechanicznych, w tym dynamicznej granicy plastyczności i odporności na działanie ciśnienia hydraulicznego, badania umocnienia zachodzącego w wyniku odkształcania na zimno, badania mikrostruktury po odlaniu i po obróbce cieplnej ujednorodniania, badania mikrostruktury wyprasek, wytłoczek, tulei po obróbce cieplnej, korpusów po zgniataniu obrotowym na zimno i po odkształceniu dynamicznym.

W kolejnych rozdziałach monografii omówiono metody badań stosowanych dla przeprowadzenia oceny jakości korpusów silników rakietowych wytwarzanych ze stali 15CrMoV6-10-3, X2NiCoMoTi18-9-5 i X2NiCoMoTi18-12-4. Przed prezentacją wyników badań przedstawiono wybrane zagadnienia z teorii i technologii zgniatania obrotowego na zimno korpusów silników rakietowych oraz technologii wytwarzania rakiet. Następnie przedstawiono uzyskane wyniki badań stali stosowanych na korpusy silników rakietowych. W rozdziale podsumowującym omówiono syntetycznie wyniki badań prezentowanych w monografii. Na koniec omówiono optymalne warianty technologii wytwarzania korpusów zapewniające uzyskanie najlepszych właściwości i przy optymalnych kosztach produkcji.

TECHNOLOGICAL AND FUNCTIONAL CHARACTERISTICS OF STEELS USED FOR ROCKET MOTOR CASES

SUMMARY

The development of materials used for rocket devices is stimulated by the continuous growth of requirements of their users and the quality of products offered by competitors. New or improved materials are developed mainly based on operational tests of rockets. Rocket cases, with the motor as the main part, determine the operational properties of the entire rocket system. Rocket cases must be characterized by high strength and resistance to the impact of aggressive chemical environment, as well as high temperatures. Various materials are used for rocket cases, however steel materials dominate, especially in the case of larger rockets [1-10]. It is extremely important that rocket case is light-weighted, and thus has a thin wall and homogenous properties on circumference and length. Ballistics of rockets (location of the centre of gravity of the rocket) imposes the use of cases of variable diameters. In order to precisely form the cases with thin walls, the technology of flow forming is used in general, which facilitates obtaining changes in wall thickness and variable diameter of the case on the length of the rocket. Due to high operational load of the rocket, it is necessary to examine in details the properties of steels used for cases, both in terms of mechanical properties defined in regular static tensile test, as well as dynamic mechanical properties which characterize the behavior of the material in the conditions of significant and dynamic stress.

The monograph presents the results of the research on materials developed and optimized in the Institute for Ferrous Metallurgy: 15CrMoV6-10-3 steel for quenching and tempering [7-11] and two grades of maraging steel – super pure form of N18K9M5Ts (X2NiCoMoTi18-9-5) and N18K12M4Ts (X2NiCoMoTi18-12-4) [12-16]. Due to the fact that the old symbols are used in all technical, technological, and certification documents, the original denotation was used in the monograph.

The required functional properties of cases made of low-carbon, medium alloy

15CrMoV6-10-3 steel were obtained by the formation of fine microstructure by means of cold flow forming of the moulded piece with the structure composed of the mixture of tempered bainite and martensite. Thus, the steel, which after quenching and tempering has the strength of ca. 980 MPa and elongation of ca. 20%, achieves the strength of ca. 1500 MPa with the elongation above 8% [17-27] after flow forming. In order to achieve even higher strength of cases, maraging steels with aged martensite structure achieving

the strength above 2000 MPa with the elongation of 6% [14, 28-42] are used. The monograph presents the impact of technological parameters of maraging steel production on the obtained functional properties of products after flow forming, subject to final heat treatment by aging.

In order to develop production technology of the examined steels and indicate the possible application in production of rocket cases, the research on four technological production processes and selected processing of semi-products facilitating cold flow forming was conducted. The developed technological diagrams facilitate obtaining products of fine grained structure in the case of 15CrMoV6-10-3 steel, and products with microstructure containing nano-precipitates of inter-metallic phases in aged martensite of maraging steels characterized by properties much higher than the properties obtained by means of other technologies which do not use flow forming. The final product was obtained by means of rough rolling and hot/cold extrusion with subsequent cold flow forming and final heat treatment [43-46].

The full research cycle covered the selection of chemical components of steel, preparation of material for research in the form of ingots made of trial melts, dilatometry, assessment of the level of impurity with non-metallic inclusions, tests of hot formability with the application of tests of uniaxial compression in Gleeble 3800 simulator, determination of tempering characteristics (for 15CrMoV6-10-3 steel), determination of ageing characteristics using various ageing times (for maraging steels), testing selected mechanical properties, including dynamic yield point and resistance to hydraulic pressure, test of hardening occurring as a result of cold deformation, examinations of macrostructure after casting and homogenization heat treatment, testing microstructure of moulded pieces, drawpieces, sleeves after heat treatment, cases after cold flow forming and dynamic deformation.

The following chapters of the monograph describe the methods of research used for the assessment of the quality of rocket motor cases manufactured from 15CrMoV6-10-3, X2NiCoMoTi18-9-5 and X2NiCoMoTi18-12-4 steel types. Before the presentation of the results of research, the selected theoretical issues, as well as the issues concerning the technology of cold flow forming of rocket motor cases, were presented. Subsequently, the monograph presents the results of tests of steels used for rocket motor cases. The concluding chapter contains the synthetic results of the researches presented in the monograph. Finally, the optimum variants of production technology of cases that ensure obtaining the best properties with optimum production costs were described.

