

Mił Mi-6

Ciężki śmigłowiec transportowy Mił Mi-6



Mił Mi-6A w Federacji Rosyjskiej (rok 1993) jeszcze w radzieckich oznaczeniach

W pierwszej połowie lat 50.-tych XX wieku nastąpił bardzo gwałtowny rozwój lotnictwa śmigłowcowego, a wiropląty znalazły wiele nowych zastosowań i to nie tylko w siłach wojskowych, jak i cywilnych. Śmigłowce, które w tym czasie były projektowane przez wiodące zachodnie firmy lotnicze z Stanów Zjednoczonych, Wielkiej Brytanii i Francji oraz radzieckie biura konstrukcyjne były wówczas napędzane silnikami tłokowymi. Zaczęto jednak napotykać coraz większe ograniczenia związane z niedoborem mocy, którą należało uzyskać w celu zwiększenia udźwigu i prędkości lotu. Powszechnie stosowane silniki tłokowe o odpowiednio wymaganej mocy były niestety zbyt ciężkie, co mocno ograniczało odpowiednią nośność w powstających konstrukcjach lotniczych. Problemy te próbowano rozwiązać, zresztą z sukcesem, poprzez opracowanie śmigłowców dwuwirnikowych z wirnikami w układzie tandem lub poprzecznym (z silnikami umieszczanymi na skrzydłach). Szybko jednak pojawiło się całkowicie nowe rozwiązanie – nowoczesny silnik

turbinowy, znany od kilkunastu lat i z powodzeniem stosowany do napędu samolotów. Miał wielką zaletę – był wielokrotnie lżejszy od tłokowych jednostek napędowych o podobnej mocy.

Początek i rozwój Mi-6

Opracowany przez biuro doświadczalno-konstrukcyjne (OKB) Zakładu Nr. 329 w Moskwie (Tomlino), które było kierowane przez Michaiła Leontjewicza Miła, radziecki średni śmigłowiec transportowy Mił Mi-4, o udźwigu rzędu 2000 kg, napędzany silnikiem tłokowym, okazał się ogromnym sukcesem. Jeszcze w trakcie trwania prac nad tym śmigłowcem, to sam Mił rozpoczął pierwsze teoretyczne prace nad jego nowym, zdecydowanie większym śmigłowcu o udźwigu rzędu 6000 kg. Główny konstruktor ze swoimi inżynierami rozważali różne koncepcje, ale na największy nacisk kładli na typowe maszyny o układzie klasycznym, do napędu którego zamierzano użyć silnika lotniczego o zdecydowanie większej mocy i cztero-płatowego wirnika o znacznie większej średnicy niż w Mił Mi-4 – ponad 30 000 mm (30 metrów). W 1952 roku opracowany został projekt maszyny o udźwigu rzędu 6000 kg, który otrzymał zakładowe oznaczenie WM-6 (Wiertołot Miła gruzopodkomnosti 6 tonn). Inżynierowie z OKB Miła zaproponowali nieco awangardowy projekt jednosilnikowego, jedno-wirnikowego śmigłowca z dużymi skrzydłami nośnymi, zamocowanymi po bokach tyłu kadłuba samolotu. W czasie trwania startu i lądowania śmigłowca siłę nośną miał wytwarzać wyłącznie wirnik nośny maszyny, a w czasie trwania lotu poziomego – dwa dodatkowe silniki marszowe ze śmigłami ciągnącymi, umieszczone na skrzydłach. Smukły kadłub maszyny był połączony z długą belką ogonową, na której końcu zostało umieszczone śmigło ogonowe. W czasie trwania prac nad projektem tej maszyny, zostały zwiększone wymagania co do jej możliwego udźwigu. Zmieniono zatem układ na dwusilnikowy, aby umożliwić zwiększenie go do 12 000 kg – 15 000 kg. To rozwiązanie było zresztą także lepsze ze względów bezpieczeństwa. Wymagało to jednak zaprojektowania całkowicie nowej przekładni głównej oraz jeszcze większego rozpiętości

wirnika nośnego. Alternatywne rozwiązanie w postaci tandemowego układu wirnikowego, jakiego, jaki został zastosowany w śmigłowcu Jakowlew Jak-24, co jednak zostało przez samego Miła odrzucone. W związku z tym śmigłowiec WM-6 miał otrzymać dwa lotnicze silniki turbowałowe typu TW-2W o mocy startowej 3400 kW (4622 KM) każdy, skonstruowane w OKB Nr. 19, kierowanym przez P. A. Sołowjowa. Była to zmodyfikowana wersja lotniczego silnika turbowałowego TW-2F z OKB Nr. 29, kierowanego przez N. D. Kuzniecowa. Wzmocniony wariant silnika TW-2WM osiągał moc startową 4048 kW (5500 KM). Jeżeli chodzi natomiast o wirnik nośny, to zaproponowano łącznie osiem, a nawet dziesięć łopat nośnych, ale z uwagi na ówczesne bariery konstrukcyjne, które w latach 50.-tych XX wieku były praktycznie niedopokonywania, dlatego też zdecydowano się na budowę wirnika nośnego z czterema łopatami, stanowiącego tutaj powiększoną wersję wirnika z śmigłowca Mił Mi-4. Jego konstrukcję, tak jak konstrukcję przekładni głównej R-6, którą opracowano w OKB Miła.

Formalne rozpoczęcie prac nad całkowicie nowym, ciężkim śmigłowcem transportowym nastąpiło 11 czerwca 1945 roku, z chwilą podjęcia przez Radę Ministrów Związku Radzieckiego uchwały Nr. 1171-515 w sprawie rozwoju śmigłowca, który miał być stosowany jako środek transportu jednostek wojskowych i posiadanego wówczas sprzętu artyleryjskiego. Maszyna otrzymała oznaczenie W-6. W ślad za przyjętą uchwałą rządową Ministerstwo Przemysłu Lotniczego (Ministerstwo Awiacjonnoj Promyszlennosti, MAP) wydało 17 lipca polecenie Nr. 378, które precyzowało podział prac przy budowie wiropłatu. Zgodnie z założeniami śmigłowiec musiał przewozić do 6000 kg ładunku przy normalnej masie startowej, 8000 kg ładunku przy przeciążeniu i do 11 500 kg w przypadku lotu na skróconą odległość. Zaplanowano trzy wersje nowej maszyny: transportową, desantową i sanitarną. Bardzo istotnym wymogiem była także przyjęta wielkość kabiny ładunkowej, w której miały zmieścić się pojazdy i systemy uzbrojenia o wskazanych

gabarytach i masie (np. lekkie działo samobieżne SU-85/ASU-85, ciągniki artyleryjskie ATŁ i ATP, kołowy transporter opancerzony BTR-152, samochód ZIS-151). Po raz pierwszy w Związku Radzieckim przewidziano również możliwość przewożenia wielkogabarytowych ładunków na zewnętrznych podwieszeniu.

Pod koniec 1954 roku w OKB Miła przygotowany został ostateczny projekt ciężkiego śmigłowca transportowo-desantowego W-6, a w połowie następnego roku komisja państwowa zatwierdziła go na podstawie przedstawionej dokumentacji technicznej oraz makiety w naturalnej wielkości w skali 1:1. Budowę pierwszego prototypu rozpoczęto we wrześniu 1955 roku w Zakładzie Nr. 329. Konstrukcja śmigłowca wymagała dużego ciągu wirnika głównego, jednak przy tak dużej mocy silników, którą należało przenieść na proponowany wówczas wirnik czteropłatowy wirnik, jego łopaty poruszały by się z prędkością ponaddźwiękową. Konstruktorzy biura Miła zwrócili się tutaj o pomoc do Centralnego Instytutu Aerohydrodynamicznego (Centralnyj Aerogidrodinamический Институт, CAGI), gdzie wykonano i przebadano różne modele wirnika nośnego, wybierając ostatecznie najbardziej optymalny dla tego śmigłowca – pięciopłatowy o średnicy 35 000 mm, z łopatami o kształcie trapezowym (zwążającymi się ku końcówkom).



Transport powietrzny kontenera mieszkalnego

Pierwszy egzemplarz W-6, bez zainstalowanych skrzydeł nośnych, został oblatany, a właściwie uniesiony na wysokość 3000 mm nad ziemią 5 czerwca 1957 roku przez załogę dowodzoną przez pilota

doświadczalnego R. I. Kaprelana. Pierwszy dłuższy lot Kaprelan wykonał w dniu 18 czerwca. Próby prowadzone były na lotnisku Zacharkowo (nieistniejącym obecnie), a sam Michaił Mił był obecny przy prawie wszystkich lotach doświadczalnych. Już 30 października 1957 roku załoga śmigłowca w składzie pilotów: R. I. Kaprelan i G. W. Gierman oraz technik pokładowy F. S. Nowikow ustawiła rekord świata w zakresie ładunku podniesionego w powietrze – W-6 z 385 workami z balastem o masie 12 0004 kg wzniósł się na wysokość 2432 metrów w ciągu 11 minut. Tym samym pobito należący do amerykańskiego śmigłowca Sikorsky S-56 (6000 kg). Potem na W-6 ustanowiono jeszcze inne rekordy, w sumie było ich 16, w tym rekord prędkości loty śmigłowca rzędu 320 km/h, który został ustawiony 21 września 1961 roku (załoga śmigłowca pod dowództwem N. W. Leszyna), poprawiony 26 sierpnia 1964 roku do 340,15 km/h (załoga śmigłowca pod dowództwem B. K. Galickiego).

Do końca 1958 roku trwały próby zakładowe prototypów, badania zespołów i podzespołów śmigłowca i usuwanie dalszych usterek konstrukcji. Jeszcze w czasie trwania prób fabrycznych w CAGI przebadano z dużym sukcesem nowy kształt łopaty wirnika nośnego. Stosowanty do tej pory obrys trapezowy został zastąpiony przez prostokątny. Wydłużono również żywotność łopaty do 50 godzin w 1957 roku, do aż 500 godzin w 1963 roku do 1500 godzin w 1971 roku. W miejsce stosowanych w prototypach silników lotniczych TW-2WM i przekładni typu R-6 planowano zastosować teraz nowe, lżejsze silniki D-25W o mocy startowej 4048 kW (5500 KM), które zostały opracowane na bazie samolotowej turbiny D-20, a także nową przekładnię typu R-7. Oprócz Kaprelana próby fabryczne prowadzili następujący piloci doświadczalni: B. W. Ziemschow, G. W. Gierman, N. W. Leszyn, G. R. Karapietian, W. Kozyrjew.

Łącznie zostało zbudowanych pięć maszyn prototypowych, na których testowano oba układy napędowe, a także kilka wariantów dodatkowych skrzydeł nośnych. Na początku 1959 roku rozpoczęto

I Etap prób państwowych śmigłowca, w którym uczestniczyły dwa WM-6, a w listopadzie tego samego roku II etap. W próbach państwowych uczestniczyły załogi w składzie: piloci S. G. Browcew, P. I. Szyszow, nawigatorzy B. W. Łucenko, W. S. Monachow, radiotelegrafista P. N. Paszkow oraz technicy pokładowi W. F. Konowałow. I W. D. Pirogow. Po raz pierwszy publicznie próby śmigłowca Mi-6 (W-6) zostały pokazane na defiladzie lotniczej w Tuszyno w sierpniu 1958 roku.

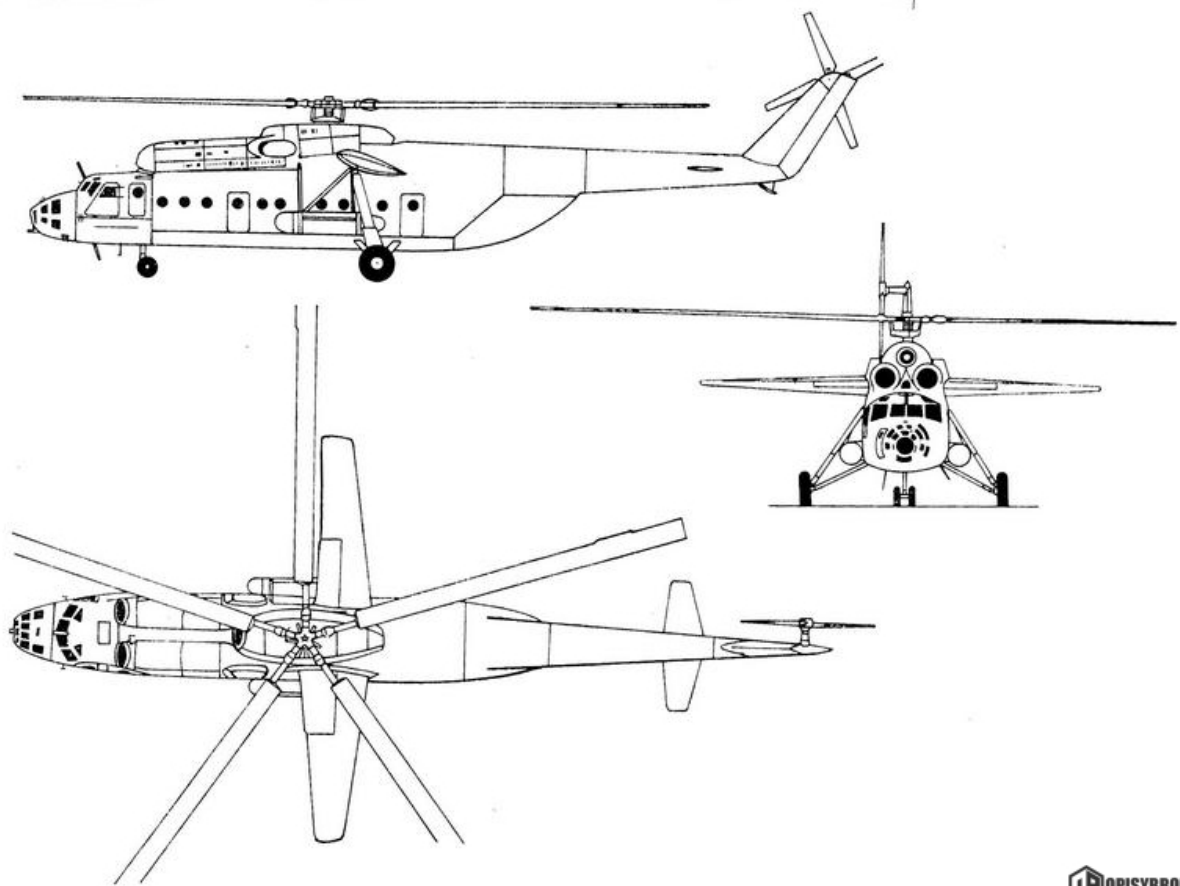


Załadunek na pokład śmigłowców radzieckich dział samobieżnych ASU-57

W trakcie trwania prób zakładowych i państwowych, które ujawniły różnego rodzaju problemu tzw. „wieku dziecięcego”, które eliminowano na bieżąco, a wprowadzenie ulepszenia, które były od razu wdrażane w seryjnie produkowanych śmigłowcach. Przykładowo dość dużo problemów sprawiło usunięcie rezonansu naziemnego, występującego w zakresie małej prędkości obrotowej silników i przy podwyższonej temperaturze otaczającego powietrza oraz podczas ruchu śmigłowca na śliskiej nawierzchni (droga oblodzona lub zabłocona). Stwierdzono, że pojawienie się strefy rezonansu w pierwszym przypadku spowodowane było zmniejszeniem skuteczności działania tłumika łopat o podwyższonych temperaturach, natomiast w drugim – spadkiem bocznej sztywności koła podwozia. Usunięcie tych niepożądanych zjawisk wymagało wielu obliczeń, badań i przeróbek konstrukcyjnych. Poza tym, w trakcie trwania prób zmieniono kształt łopat wirnika nośnego z trapezowego na prostokątny, a w ich konstrukcji prowadzono dźwigary rurowe, zwiększające ich wytrzymałość oraz ulepszono zabezpieczenie antykorozyjne.

W związku z tym, że już pierwszy etap prób państwowych wykazał, że maszyna nie spełnia wymogów w zakresie oczekiwanej prędkości i zasięgu, postanowiono dodać do kadłuba śmigłowca dodatkowe skrzydła nośne, których zadaniem było poprawienie osiągnięć. Do istniejącej struktury siłowej kadłuba dodano węzły, do których można było montować skrzydła, które było traktowane jako rozwiązanie optymalne. Skrzydła te, bez żadnych powierzchni ruchomych, posiadały wznios pod kątem +3 stopni i zmienny kąt zaklinowania za pomocą mechanizmu hydraulicznego GMK-1. Badanie te wykazały, że przy prędkości lotu śmigłowca rzędu 200 km/h skrzydła dodatkowo wytwarzały 14% siły nośnej, a przy prędkości lotu rzędu 250 km/h – 19% siły nośnej, a przy aż 300 km/h – 25% siły nośnej. Później zrezygnowano z regulacji kąta zaklinowania, co uprościło konstrukcję skrzydeł i dalszą eksploatację samych maszyn.

Pierwsze wyprodukowane egzemplarze śmigłowców Mi-6 latały bez pilota automatycznego, co utrudniało pilotowanie. W 1961 roku zdecydowano o zabudowie trójkanałowego autopilota AP-31W, a w następnym roku zastosowano czterokanałowy typu AP-34W. Kabinę pilotów dodatkowo wzbogacono o nowe urządzenia nawigacyjne, w tym żyrobusolę. Zastosowano także elektryczną instalację przeciwbłodzeniową. Do czteroosobowej załogi śmigłowca dodano jeszcze jednego członka załogi – nawigatora, którego stanowisko zostało umieszczone w nosie przodu kadłuba samolotu. Wczesne wersje śmigłowców Mi-6 nie miały pomocniczej jednostki zasilającej, co powodowało pewne problemy z uruchamianiem, szczególnie w ekstremalnych warunkach pogodowych. Od 1962 roku wszystkie śmigłowce zostały wyposażone w dodatkowy generator AI-8 oraz cieczerową instalację przeciwbłodzeniową śmigła ogonowego zamiast wcześniej stosowanej elektrycznej. W tym samym roku wprowadzane zostały dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności 2250 litrów każdy, montowane były w kabinie ładunkowej, a od 1967 roku – stabilizator obrotów wirnika nośnego i hak do podwieszeń zewnętrznych o udźwigu do 12 000 kg, a od 1972 roku – system napełniania zbiorników paliwa z gazem obojętnym.



W czerwcu 1960 roku pierwsze seryjne śmigłowce Mil Mi-6 dostarczono do jednostki wojskowej w Torżku w celu przeprowadzenia prób wojskowych, ale początkowo nie przebiegały one zgodnie z harmonogramem. Jednocześnie dalej trwały badania państwowe, bowiem dopracowanie śmigłowca wymagało przeprowadzenia wielu lotów. Nie zawsze one kończyły się pomyślnie. 22 lutego 1962 roku śmigłowiec pilotowany przez W. K. Podolnego zapalił się podczas przeprowadzonych prób przedstartowej, po wymianie silników. W wyniku powstałego pożaru śmierć na pokładzie poniósł technik pokładowy E. D. Trofimow. Po tym wypadku w śmigłowcu wprowadzono dodatkowe drzwi awaryjne. 29 grudnia 1964 roku w czasie trwania lotu testowego z siedmioosobową załogą pod dowództwem J. Garnajewa, po wykonaniu zadania w czasie obniżania na wysokość około 3000 metrów w kabinie dał się odczuć swąd spalenizny. Wprawdzie zadziałała sygnalizacja przeciwpożarowa, ale samego pożaru nie udało się ugasić. Garnajew polecił załodze opuścić płonący śmigłowiec, ale nie wszystkim udało się to zrobić bezpiecznie. W wyniku katastrofy śmierć poniosło trzech członków załogi

śmigłowca, w tym drugi pilot W. I. Szczepkin i mechanik K. Mankow. Przyczyną katastrofy było zatarcie się jednego z łożysk układu przeniesienia napędu i jego zapalenie się. Ostatecznie próby państwowe i wojskowe śmigłowca transportowego Mil Mi-6 (II etap) zakończono w grudniu 1962 roku, co umożliwiała jego eksploatację w lotnictwie państwowym i siłach zbrojnych Związku Radzieckiego.

Użytkowanie śmigłowców Mil Mi-6 rozpoczęto oficjalnie w 1963 roku. Na początku następnego roku wojsko rozpoczęło operacje lotnicze Mil Mi-6 w Turkmenii przy bardzo wysokich temperaturach otaczającego powietrza. Zebrane w ten sposób doświadczenia pozwalały na określenie temperatur bezpiecznej eksploatacji śmigłowca w granicach od -50 stopni C do +40 stopni C. Silniki zachowywały moc do wysokości 3000 metrów n.p.m. lub temperatury +40 stopni C. Śmigłowiec tego typu pokazano po raz pierwszy za granicą na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu w 1965 roku. W następnym roku Mil Mi-6 z pilotami J. Garnajewem i W. Kołuszenką, który odwiedził kilka krajów Europy Zachodniej m.in. Francję, Szwajcarię i Holandię. Podczas pobytu we Francji zaprezentowano jego możliwości jako latającego dźwigu oraz śmigłowca pożarniczego. W rejonie Nicei śmigłowiec Mil Mi-6 demonstrował możliwości ustawienia słupów linii energetycznej oraz transport ładunków na zewnętrznym zawieszeniu i w kabinie (ciągnik i samochód). Na południu Francji załoga maszyny miała okazję zademonstrować gaszenie pożaru. Podpalono wydzielony odcinek lasu i przystąpiono do jego gaszenia. Na ognisko pożaru zrzucono ładunki wody. W miejsce akcji gaszenia, były transportowane oddziały strażaków (podczas jednego lotu we wnętrzu kabiny transportowej śmigłowca Mil Mi-6 znajdowało się nawet 60 strażaków z sprzętem). Strażacy wówczas opuszczali śmigłowiec na linach w pobliżu miejsca pożaru. Z kolei podczas pobytu na terytorium Szwajcarii wykonywano loty transportowe (przeniesiono wagonik kolejki linowej o masie 5000 kg) i ustawiano słupy na trasie kolejki liniowej. Obyło się bez problemów, ale mimo wszystko trwało to dłużej niż pierwotnie zakładano. Ostatnim zadaniem

był montaż kopuły wieńczącej budynek stacji meteorologicznej.



Śmigłowiec Mil Mi-6A należący do przedsiębiorstwa Instal podczas prac budowlano-montażowych

W Polsce śmigłowiec Mil Mi-6 w wersji pożarniczej można było natomiast oglądać po raz pierwszy na warszawskim Okęciu w maju 1967 roku, podczas kolejnego przelotu na salon w Paryżu. Po jego zakończeniu, załoga maszyny J. Garnajewa poleciała na południe Francji, by wziąć udział w gaszeniu pożarów. W czasie tych akcji śmigłowiec zbierał do miękkiego zbiornika nawet 12 000 kg wody, którą pobierano z kanału rzecznego podczas zawisu śmigłowca (były wówczas opuszczane dwie sztangi z pompami, które napełniały ten zbiornik). Niestety, jeden z tego typu lotów zakończył się bardzo tragicznie, w dniu 10 sierpnia 1967 roku, śmigłowiec ten rozbił się w górach, grzebiąc w swoich szczątkach całą swoją siedmio-osobową załogę oraz dwóch Francuzów, którzy odpowiadali za łączność radiową po między maszyną oraz ziemią. Przyczyną tej tragedii były trudne warunki pogodowe, znacznie utrudniające nawigację maszyny, ale strona radziecka sugerowała początkowo, że był to sabotaż.

Konstrukcje pochodne śmigłowca Mil Mi-6

Podstawowe podzespoły, jakie zostały wzięte ze śmigłowca transportowego Mil Mi-6, a przede wszystkim jego kadłub,

zespół napędowy, wirnik nośny, śmigło ogonowe i instalacje, które zostały wykorzystane w konstrukcji specjalistycznego śmigłowca dźwigowego o udźwigu do 15 000 kg, który otrzymał oznaczenie Mil Mi-10 (początkowo oznaczony jako W-10). Powstały jego dwie wersje: standardowa – wyposażona w cztery długie golenie podwozia oraz druga wersja – z krótkimi goleniami podwozia. Pierwszy z nich został oblatany w czerwcu 1960 roku i zademonstrowano go publiczności na defiladzie lotniczej w Tuszyno pod Moskwą w sierpniu 1961 roku. Łącznie zostało wyprodukowanych 40 egzemplarzy śmigłowców Mil Mi-10 (izdielije 60). Zagranicznym nabywcą jednego śmigłowca była w 1966 roku Holandia, która odsprzedała go potem do Stanów Zjednoczonych. Powstał również specjalistyczny wariant przeznaczony do walki elektronicznej, oznaczony jako Mil Mi-10P, do którego wariantu przebudowano później standardowe maszyny, a także trzy wersje doświadczalne. Na specjalnie dostosowanym śmigłowcu, oznaczonym jako Mil Mi-10R z podwoziem adaptowanym z śmigłowca Mil Mi-6 ustanowiono sześć rekordów świata w zakresie udźwigu ładunku transportowanego powietrzem. We wrześniu 1966 roku oblatano „krótkonogi” wariant śmigłowca, oznaczonego jako Mil Mi-10K, który miał być przeznaczony do prowadzenia prac budowlano-montażowych. Prócz krótszych goleni podwozia, śmigłowiec osiadał dodatkową kabinę pod kadłubem śmigłowca, dla jednego z pilotów maszyny, który w czasie trwania prac montażowych mógł z tego miejsca kierować całą operacją. Łącznie wyprodukowano krótką serię 15 egzemplarzy śmigłowców w tej wersji (dwie maszyny dodatkowo zostały przebudowane z odmiany „długonogiej”). Śmigłowiec Mil Mi-10K nie był eksportowany.

Śmigłowiec transportowy Mil Mi-6 stał się także bazą dla konstrukcji Mil Mi-12 – dwusilnikowego śmigłowca w układzie poprzecznym, który był napędzany łącznie czterema silnikami turbowałowymi typu D-25WF. Prace nad śmigłowcem, który miał posiadać możliwy udźwig rzędu 25 000 kg, oznaczony początkowo jako W-12, rozpoczęło się w 1959 roku, a pierwszy prototyp oblatano dopiero w lipcu 1968 roku. Sam Mil był już wówczas

bardzo poważnie chory, a jego śmierć, która nastąpiła w styczniu 1970 roku położyła ostateczny kres dalszym pracom nad tą maszyną. Zbudowano tylko dwa egzemplarze Mil Mi-12 (izdielije 65).



Mil Mi-6 – pierwszy wariant

Produkcja seryjna i wykorzystanie Mil Mi-6

Pierwszy seryjny śmigłowiec Mil Mi-6 został zamówiony w 1958 roku. W celu przyspieszenia wdrożenia do służby produkcja została zorganizowana w dwóch przedsiębiorstwach. W Zakładzie Nr. 23 w Moskwie (Żukowski) pierwszych pięć śmigłowców zostało ukończonych w 1960 roku. W latach 1960-1962 zbudowano łącznie 50 egzemplarzy, w 10 seriach produkcyjnych – każda po pięć maszyn. Ostatnim śmigłowcem z moskiewskiego zakładu przekazano w lutym 1963 roku. Już w lipcu 1958 roku Rada Ministrów Związku Radzieckiego wydała postanowienie Nr. 845-95 w sprawie seryjnej produkcji śmigłowców Mil Mi-6 w Zakładzie Nr. 168 w Rostowie nad Donem, który miał być głównym wytwórcą tego typu maszyn.. Pierwszy śmigłowiec Mil Mi-6 z Rostowa został oblatany już w następnym roku. W 1971 roku zostały ostatecznie zakończone badania i do produkcji seryjnej został wprowadzony ulepszony wariant, oznaczony jako Mil Mi-6 (izdielije 50A), który miał inaczej rozmieszczony generator AI-8. W latach 1959-1980 w Zakładzie Nr. 168, gdzie wyprodukowano łącznie 874 egzemplarzy, co wraz z produkcją

Zakładu Nr. 23 dawało to całkowitą produkcję seryjną rzędu 924 egzemplarzy seryjnych Mił Mi-6 wszystkich odmian.

Od początku lat 60.-tych XX wieku śmigłowce Mił Mi-6 były szeroko wykorzystywane w radzieckim lotnictwie wojskowym i cywilnym. Wojskowe maszyny trafiały do mieszanych samodzielnych jednostek śmigłowców Sił Powietrznych i lotnictwa Marynarki Wojennej. Pierwszym liniowym oddziałem, do którego w 1962 roku trafiły maszyny Mił Mi-6, był sformowany kilka tygodni wcześniej 65. Samodzielny Pułk Śmigłowców (Otdielnyj Wiertolotnyj Połk, OWP) na lotnisku Łuniniec, zlokalizowanym na Białorusi. W następnym roku śmigłowce Mił Mi-6 dostał 55. OWP, a w 1964 roku maszyny tego typu znalazły się na wyposażeniu 340. OWP w Kalinowie, zlokalizowanego pod Lwowem. W Polsce (Północna Grupa Wojsk) maszyny Mił Mi-6 znajdowały się na wyposażeniu 688. OWP, który został sformowany w 1966 roku i stacjonująca na lotnisku pod Legnicą. W 1982 roku lotnictwo wojskowe Związku Radzieckiego miało najwięcej na stanie maszyn z tej rodziny – było to około 470 egzemplarzy. W 1990 roku ich ogólna liczba spadła do 330 egzemplarzy (większość maszyn znajdowało się w Siłach Powietrznych i w Lotnictwie Wojsk Lądowych). Do końca istnienia Związku Radzieckiego w maszyny Mił Mi-6 zostało wyposażone klucze i eskadry z łącznie 19 pułków oraz klucze w 31 samodzielnych eskadrach i centach szkolenia lotniczego. Poza tym kilkunastoma śmigłowcami Mił Mi-6 dysponowały Wojska Obrony Cywilnej (Graždanskoj oborony) Związku Radzieckiego.

Śmigłowce Mił Mi-6 brały czynny udział jako wojskowe maszyny transportowe w kilku konfliktach zbrojnych, w tym w latach 80.-tych w Afganistanie i w latach 90.-tych w Czeczenii. Rosyjska Grupa Wojsk w Afganistanie, w 1985 roku posiadała ponad 60 egzemplarzy śmigłowców transportowych Mił Mi-6 w pięciu samodzielnych eskadrach na lotniskach w Kandaharze i Kunduzie. W tym konflikcie zostało utraconych łącznie 28 maszyn tego typu. W pierwszej wojnie czeczeńskiej brały udział trzy śmigłowce Mi-6, które wykorzystywano jako sanitarki do

ewakuacji rannych i zabitych żołnierzy oraz jako transportowe uszkodzonego sprzętu wojskowego.

Śmigłowce Mil Mi-6 były eksportowane do Algierii – 4 egzemplarze, Egiptu – 19 egzemplarzy, Etiopii – w zależności od danych 4-10 egzemplarzy, Indonezja – 8 egzemplarzy, Irak – około 10 egzemplarzy, Laosu – 2 egzemplarze, Pakistan – 1 egzemplarz, Peru – 6 egzemplarzy, Polska – 3 egzemplarze, Syria – 10 egzemplarzy – Wietnam – 10 egzemplarzy. W czasie trwania wojny sześciodniowej Egipt na lotniskach stracił łącznie 10 egzemplarzy śmigłowców Mil Mi-6, a w czasie działań wojennych w Wietnamie, Północny Wietnam utracił przynajmniej trzy tego typu maszyny.



Jednakże najszersze zastosowanie śmigłowców Mil Mi-6 i to zarówno maszyn należących do lotnictwa państwowego, jak i wojskowego – znalazły się maszyny wykonujące loty na rzecz gospodarki Związku Radzieckiego. Eksploatacja cywilnych maszyn tego typu formalnie rozpoczęła się w sierpniu 1963 roku, a ich największymi flotami dysponowały oddziały lotnictwa państwowego w Republice Komi, Tiumenii i Jakucji. Śmigłowce te bardzo często transportowały do bardzo trudno dostępnych miejsc urządzenia przemysłowe i środki transportowe oraz wykonywały różne operacje montażowe. Po rozpadzie Związku Radzieckiego śmigłowce Mil Mi-6 znalazły się na terytoriach takich państw jak: Białoruś, Kazachstan, Ukraina, Uzbekistan oraz oczywiście Federacja Rosyjska.

Od połowy lat 90.-tych XX wieku rozpoczął się powolny koniec

kariery tego typu śmigłowca. Przesądziła tutaj także głośna katastrofa śmigłowca Mil Mi-6 o numerze rejestracyjnym RA-21074, która wydarzyła się 10 lipca 2002 roku na półwyspie Tajmyr w Federacji Rosyjskiej. Zginęło wówczas łącznie 21 osób – 5 członków załogi oraz 16 pasażerów. Kilkanaście dni później jeden z wojskowych śmigłowców Mil Mi-6 wykonał swój ostatni lot. Do dziś nie udało się ustalić oczywistej przyczyny katastrofy tego śmigłowca, dlatego też w związku z tym Międzypaństwowy komitet Lotniczy MAP w sierpniu 2003 roku postanowił ostatecznie cofnąć certyfikat do tego typu śmigłowca dla Wspólnoty Niepodległych Państw. Oficjalnie w Federacji Rosyjskiej eksploatację śmigłowców Mil Mi-6 zakończono w 2004 roku. Jeszcze w 2016 roku kilka egzemplarzy śmigłowców transportowych Mil Mi-6 znajdowało się na stanie lotnictwa Laosu i Uzbekistanu.

W Polskiej Rzeczpospolitej Ludowej



Wersja pożarowa Mil Mi-6PŻ

Pierwszy raz Mi-6 można było zobaczyć w Polsce w maju 1967 roku w czasie przelotu radzieckiego śmigłowca na Salon Lotniczy w Paryżu. Następnie trzy egzemplarze Mi-6A zostały zakupione przez polskie firmy do wykonywania prac budowlano-montażowych i dźwigowych (dwa w 1974 roku i 1979 roku przez Instal – rejestracje SP-ITA i SP-ITC i jeden w 1978 przez Elbud – SP-ITB). Bazowały na lotnisku Chrcynno koło Nasielska. Przed zakupem Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych Ministerstwa Komunikacji Polskiej Rzeczpospolitej

Ludowej dokonał certyfikacji typu na podstawie otrzymanych dokumentów z prób producenta oraz własnych prób uzupełniających w locie. Próby te prowadzono w listopadzie 1974 roku przez pilota doświadczalnego Instytutu Lotnictwa w Warszawie mgr inż. Ryszarda Witkowskiego. Pierwszym Polakiem, który otrzymał uprawnienia pilota-dowódcy był Józef Wietecha.

Przedsiębiorstwo Instal wykonywało różne prace budowlano-montażowe przy wykorzystaniu tych śmigłowców m.in. stawianie słupów energetycznych linii przesyłowej z elektrowni Porąbka Żar, tunele wentylacyjne na dachu fabryki FS0 na Żeraniu, kopuła na budynku liceum św. Augustyna na Mokotowie oraz maszt RTV na budynku Biblioteki Ekonomicznej w Poznaniu. W 1976 roku podwieszony pod śmigłowcem pomnik Władysława Jagiełły przebył drogę z Gliwic do Krakowa i został postawiony na przygotowanym cokole Pomnika Grunwaldzkiego, a cała operacja pokazywana była w telewizji.

Mi-6 w Siłach Zbrojnych Polskie Rzeczpospolitej Ludowej

Wszystkie trzy polskie śmigłowce zostały w styczniu 1986 roku przekazane wojsku, wchodząc do służby w 37. Pułku Śmigłowców Transportowych na lotnisku Leźnica Wielka koło Łęczycy. Otrzymały numery 063 (ex SP-ITA), 670 (ex SP-ITB) i 671 (ex SP-ITC). Już w sierpniu 1990 roku zostały wycofane ze służby. Dwa z nich sprzedano następnie na Ukrainę, a trzeci (o numerze 670) trafił do prywatnego muzeum w Łodzi w 1994 roku. Od dnia 16. 11. 2011 roku śmigłowiec jest własnością Muzeum Sił Powietrznych w Dęblinie.



Śmigłowiec Mil Mi-6A w barwach 37. Pułku Śmigłowców Transportowych na ekspozycji w muzeum w Łodzi

Wersje śmigłowca Mił Mi-6

Podstawową wersją śmigłowca Mil Mi-6 (później Mil Mi-6A) był wariant transportowy. Normalna masa transportowanego ładunku wynosiła 8000 kg (Mil Mi-6A – 9000 kg), a maksymalna 12 000 kg przy zapasie paliwa o masie 2305 kg. Przy pełnych zbiornikach głównych i dodatkowych dopuszczalna masa przewożonych ładunków wynosiła 2500 kg. W podłodze znajdował się otwór załadunkowy, przez który można było wciągnąć ładunki podczas zawisu śmigłowca w powietrzu. Tylne drzwi otwierały się prawie na całą szerokość i wysokość ładowni, umożliwiając tym samym załadunek ładunków o dużych gabarytach. Do wciągnięcia do ładowni ładunków niesamojezdnych służyła tutaj elektryczna wciągarka. W przypadku ładunków o większej masie i gabarytach, stosowany jest układ wielokrążków, stanowiący standardowe wyposażenie śmigłowca. W wersjach wojskowych śmigłowiec był dodatkowo wyposażony w stanowisko strzeleckie typu NUW-1M z wielkokalibrowym karabinem maszynowym typu A-12.7 kalibru 12,7 mm z zapasem 200 sztuk naboju 12,7 mm x 104 mm (wersje bez instalowanego uzbrojenia, miały w tym miejscu zabudowaną płytę ołowianą o masie stanowiska strzeleckiego, aby zachować odpowiednie wyważenie całego śmigłowca).

Wersja pasażersko-transportowa, służąca do przewozu pasażerów

do liczby 65 osób na odchylanych siedzeniach rozmieszczonych wzdłuż burt oraz ustawionych pośrodku kabiny. Dodatkowe wyposażenie lub ładunki układano w przejściach pomiędzy rzędami siedzeń. W wersji desantowej montowano w ładowni 61 siedzisk dla żołnierzy, a w wariantcie sanitarnym łącznie 41 par noszy i dwa siedzenia dla towarzyszącego personelu medycznego. Wersja dźwigowa śmigłowca Mil Mi-6A mogła na zewnętrznym zaczepie przewozić ładunki o masie do 9000 kg. Lina na której zawieszano ładunek, miała na jednym końcu hak, a na drugim znajdującym się na śmigłowcu, specjalny samoczynny zamek blokowany hydraulicznie. Zrzut (czyli odczepienie) ładunku odbywało się elektrycznie lub awaryjnie ręcznie.

Pierwsza wersja przeciwpożarowa Mi-6PŻ została opracowana w 1967 roku, ale w tym samym roku jej prototyp został zniszczony we wspomnianej wcześniej katastrofie we Francji. Egzemplarz tego typu posiadał zdemontowane skrzydła, miękki zbiornik w ładowni na 12 000 kg wody, z jej zrzutem przez podłogę, system jego napełniania w zawisie oraz zbiornik na środek pianotwórczy. Maszyna ta mogła transportować na zewnętrznym zaczepie łącznie sześć elastycznych zbiorników wody po 1500 kg każdy. Drugi prototyp maszyny, oznaczony jako Mil Mi-6PŻ2 (już na bazie nowszego Mil Mi-6A) powstał w 1971 roku. Wyposażono go w dodatkowe działko wodne, umieszczone na ławecie w kabinie nawigatora. Poza tym śmigłowiec był wyposażony w zbiornik wody, mieszczący łącznie 12 000 kg, cztery elektryczne pompy odśrodkowe (zgrupowane po dwie w jednym bloku) oraz zespół armatek wodnych (w dwóch blokach po cztery w każdym). Zbiornik wody, jeden blok pomp odśrodkowych i zespół armatek wodnych montowane były w ładowni. Drugi blok pomp wodnych, służący do zrzucania wody i zasilania zbiornik podczas zawisu śmigłowca nad źródłem wody, zamocowany był pod kadłubem na ruchomych wysięgnikach. Wszystkie odpowiednie agregaty i systemy wyposażenia przeciwpożarowego sterowane były zdalnie, elektrycznie. Tankowanie wody mogło odbywać się zarówno na ziemi, jak i w powietrzu. Do napełniania zbiornika podczas trwania zawisu śmigłowca blok pomp na wysięgnikach opuszczany

był za pomocą wciągarki do źródła wody, a podczas trwania lotu podciągany do kadłuba i w tej pozycji utrzymywany za pomocą specjalnych zamków. Woda z armatek wodnych była wyrzucana pod ciśnieniem sięgającym 7-9 atmosfer. Zrzut wody w postaci „bomby wodnej” ze zbiornika trwał 16 sekund. Na wersję przeciwpożarową przebudowanych zostało kilka seryjnych śmigłowców. Mi-6PŻ były również używane do przewozu oddziałów strażackich i ich wyposażenia, w pobliże miejsca pożaru oraz desantowania ekip na linach przez drzwi ładowni. Wyposażenie i środki gaśnicze wyładowano podczas trwania zawisu śmigłowca lub po przewiezieniu ich w pobliże miejsca pożaru.



Transport rur do gazu ziemnego

Wersja poszukiwawczo-ratownicza typu Mil Mi-6PS została opracowana dla poszukiwania i ratowania załóg powracających na ziemię statków kosmicznych. Wyposażona była we wciągarkę i wzmocniony hak podwieszeń, radiowe przyrządy nawigacyjne i ratownicze, wyposażenie medyczne, pontony i łodzie ratownicze oraz przedział wypoczynkowy dla uratowanych kosmonautów. Jeden śmigłowiec wariantu Mil Mi-6PS wszedł do eksploatacji w 1969 roku. Na bazie ulepszanego modelu Mil Mi-6A zbudowano wariant poszukiwawczo-ratowniczy, oznaczony jako Mil Mi-6APS, który został przyjęty do służby w 1977 roku. Wyprodukowanych zostało kilka maszyn w tej wersji.

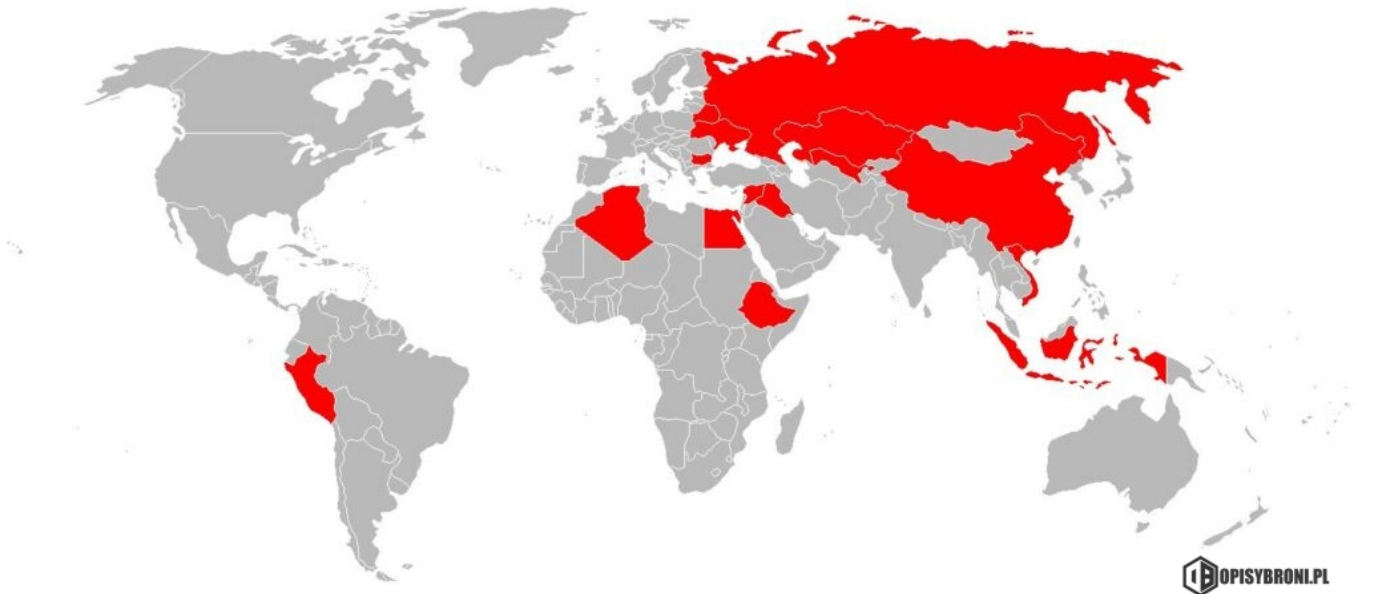
Wariant z dodatkowymi zbiornikami i pompami w ładowni do uzupełnienia zapasu paliwa na ziemi przez pojazdy lub śmigłowce, zostały oznaczone jako Mil Mi-6TZ-SZ. W latach

1973-1979, gdzie były produkowane komplety tych zbiorników, które mogły być montowane na wojskowych śmigłowcach.

Ciężkie śmigłowce Mil Mi-6 pełniły również funkcję punktów dowodzenia wojskami. Pierwsza wersja punktu dowodzenia szczebla armii Mil Mi-6WKP powstała w 535. Lotniczym Zakładzie Remontowym w Konotopie (obecnie to Ukraina), w latach 1970-1971. Miała zdemontowane wyposażenie desantowe i na stałe zamknięte tylne drzwi do ładowni śmigłowca., które zostało podzielone na dwie części – dział łączności i przedział sztabowy. Wyposażenie zadaniowe śmigłowca obejmowało zestaw środków łączności radiowej z antenami. Aby utrzymać odpowiednią temperaturę pracy dla żołnierzy i urządzeń, we wnętrzu maszyny został zainstalowany system ogrzewania. Zasilanie aparatury radiowej (tylko na ziemi) zapewniał agregat AI-8 lub naziemne źródła energii. Próby tego typu wersji zostały zakończone w 1975 roku i w ciągu następnych czterech lat wersję Mil Mi-6WKP przebudowano łącznie 36 egzemplarzy wersji transportowej. Dobre oceny użytkowania tego wariantu śmigłowca spowodowało, że w biurze OKB Mila w latach 70.-tych XX wieku opracowany został nowy powietrzny wariant dowodzenia, który został oznaczony jako Mil mi-22 lub też spotykane oznaczenie Mil Mi-6Ja Jachont (izdielije 50AJa). Wyposażenie radiowe dowodzenia było przystosowane do pracy w czasie trwania lotu maszyny, dodatkowo został również w kadłubie śmigłowca zainstalowany mocniejszy generator typu TA-6 i urządzenia filtrowentylacyjne. Wyprodukowano co najmniej 6 egzemplarzy tej wersji, w tym trzy w wersji ulepszonej, oznaczonej jako Mil Mi-22A.

W 1958 roku rozpoczęto prace nad morską wersją śmigłowca, oznaczoną jako Mil Mi-6A, która miała zostać wyposażona w radar obserwacji powierzchni morza i system hydrolokacyjny w kadłubie oraz uzbrojony w torpedy oraz pociski rakietowe, które miały być podwieszane w zasobnikach, zainstalowanych po obu stronach kadłuba. W latach 1963-1965 zostały zbudowane dwa egzemplarze, w tym jeden oznaczony jako Burjak, ale jego

produkcji seryjnej nie podjęto.



Użytkownicy

W 1967 roku podjęto decyzję o opracowaniu głęboko zmodernizowanego śmigłowca Mil Mi-6, który otrzymał oznaczenie Mil Mi-6M. Wymagania mówiły o zwiększeniu udźwigu śmigłowca do nawet 20 000 kg. Maszyna miała mieć zmodyfikowany wirnik nośny i zmodyfikowane silniki turbowałowe D-25WF o większej mocy. Obliczenia pokazały, że zakładane parametry nie zostaną osiągnięte na bazie konstrukcji standardowego Mil Mi-6 i projekt został przerwany.

Kolejną niezrealizowaną wersją śmigłowca mil Mi-6 była odmiana, przeznaczona do szybkiego transportu systemów rakietowych w pobliże pola walki. Opracowanie „przewoźnej śmigłowcowej bazy rakietowo-technicznej” rozpoczęto w 1958 roku. Przebudowany wariant Mil Mi-6PRTWB został ukończony w 1960 roku. W ciągu następnych dwóch lat śmigłowiec ten przeszedł testy, w tym transportu i obsługi makiet głowic atomowych dla taktycznych systemów rakietowych. Wyniki przeprowadzonych badań pozwoliły w 1962 roku rozpocząć prace nad śmigłowcem rakietowym, systemem uzbrojenia ze śmigłowcem w wersji Mil Mi-6RWK. Wiropłat miał też posiadać możliwość przewozu wyrzutni pocisków rakietowych z głowicami bojowymi.

Trzy lata później rozpoczęto testy naziemne Mil Mi-6RWK, ale sam projekt dość szybko został przerwany.

Kolejnymi projektami były rozpoznawcze wersje Mil Mi-6 z zainstalowaną aparaturą zwiadu elektronicznego, retranslator łączności radiowej oraz wariant Mil Mi-6PP z wyposażeniem do zakłócania systemów elektronicznych przeciwnika, w tym przede wszystkim zachodnich radarów lotniczych i radarów kierowania ogniem systemów przeciwlotniczych.

W 1965 roku zbudowano prototyp wersji pasażerskiej – cywilnej, oznaczonej jako Mil Mi-6P dla 70-80 pasażerów. Maszyna posiadała wyciszaną i ogrzewaną kabinę transportową z toaletą i przedziałem dla obsługi oraz powiększonymi oknami o obrysie prostokątnym. Mil Mi-6P został zademonstrowany na salonie lotniczym w Paryżu już w tym samym roku, ale produkcji seryjnej nie podjęto.

Śmigłowce Mil Mi-6 w latach 70.-tych i 80.-tych XX wieku były używane również jako latające laboratoria do prób różnego typu agregatów i systemów dla nowych konstrukcji OKB Miła (przemianowanego później na Moskiewski Zakład Śmigłowcowy im. M. L. Miła).

Opis konstrukcji

Śmigłowiec Mil Mi-6A to ciężki, wielozadaniowy, zbudowany z następujących podstawowych podzespołów maszyna: kadłuba, podwozia, skrzydeł, statecznika, zespołu napędowego, pięciołopatowego wirnika nośnego, śmigła ogonowego, układu przeniesienia mocy oraz poszczególnych instalacji. Załoga składała się z pięciu osób: pierwszego pilota, drugiego pilota, nawigatora (także strzelca pokładowego), radiotelegrafisty i technika pokładowego. Kadłub maszyny o konstrukcji całkowicie metalowej, półskorupowej z nitowanym pokryciem składał się z wręg, podłużnic oraz duralowego pokrycia. W przedniej (nosowej) części środkowej ładownia

transportowa, a za nią część tylna.

Stanowiska załogi – kabiny nawigatora, pilotów (nieco powyżej), radiotelegrafisty i technika pokładowego, były usytuowane w części nosowej, umieszczonej między wręgami nr 1 i 12. Poszczególne kabiny oddzielały wręgi nr 5, 9 i 12 (wręga nr 12 oddzielała część nosową śmigłowca od części środkowej i była połączona z wręgą nr 1 części środkowej). Kabiny załogi wyposażone w tablice przyrządów pokładowych, dźwignie układu sterowania, wyposażenie pilotażowe, radiowe oraz radionawigacyjne. Okna kabiny nawigatora wykonanego ze szkła organicznego o grubości 3 mm. Przednią szybę ze szkła silikatowego pokryto cienką warstwą metalu przewodzącego prąd, co umożliwia jego odładowanie. Kabina pilotów w przedniej części miała 4 okna. W dwóch środkowych oknach szyby były wykonane ze szkła organicznego o grubości 4 mm, a w skrajnych ze specjalnego szkła silikatowego z ogrzewaniem elektrycznym. Z prawej i lewej strony kabiny znajdowały się drzwi awaryjne mieli również pozostali członkowie załogi. Poniżej podłogi kabiny pilotów rozmieszczono dwa przykryte owiewkami schowki dla czterech akumulatorów. W środkowej części kabiny pilotów usytuowano przejście do kabiny nawigatora. Po obu stronach tego przejścia zamontowano tablice przyrządów pokładowych pilotów. W tylnej ścianie kabiny znajdowało się przejście do kabiny technika pokładowego i radiooperatora. Stanowisko technika mieściło się z lewej strony przejścia, patrząc w kierunku lotu, a radiooperatora z prawej. W suficie nad kabiną technika i radiooperatora znajdował się włącz umożliwiający dostęp do zespołu napędowego. Pod podłogą kabiny technika i radiooperatora znajdował się przedział z wyposażeniem elektronicznym oraz rury doprowadzające ciepłe powietrze do kabin. Kabiny mogły być opancerzone – odpowiedni zestaw składał się z 12 płyt ze stali pancernej KWK-12.



W służbie polskiej

Kabina ładunkowa – ładownia znajdowała się pomiędzy wręgami nr 1 i 26, a tylna część kadłuba pomiędzy wręgami nr 26 i 42. Wręgami nr 1, 5, 8, 10, 14, 18, 22, 26, 31, 38 i 42 były wręgami siłowymi. Do tej ostatniej wręgi mocowania była belka ogonowa. W górnej środkowej części kadłuba, pomiędzy wręgami nr 1 i 14, zamontowano zespół napędowy, między wręgami nr 14 i 18 przekładnię główną, a między wręgami nr 19 i 26 trzy zbiorniki paliwa. Pomiedzy wręgami nr 18 i 19 przeprowadzono centralny dźwigar skrzydeł. W podłodze ładowni, pomiędzy wręgami nr 2 i 22, rozmieszczono osiem zbiorników paliwa oraz włącz ładunkowy (pomiedzy wręgami nr 14 i 18) przykryty dwuczęściową pokrywą. Pokrycie środkowej i tylnej części kadłuba nitowane z arkuszy blachy duralowej o grubości od 0,8 mm do 2,5 mm. Kadłub maszyny miał 9 par okrągłych okien, przy czym dwa z nich (otwierane) służyły do odprowadzania przewodów od naziemnych podgrzewaczy od ogrzania głównej przekładni przy niskich temperaturach zewnętrznych.

Ładownia o wymiarach (długość x szerokość x wysokość) 11 723 mm x 2880-3001 mm x 2011 – 2647 mm. Wzmocniona podłoga ładowni, ze specjalnymi węzłami do mocowania ładunków, wytrzymywała obciążenie rzędu 2000 kg/m² w przedniej i tylnej części oraz do 650 kg/m² w części środkowej. W podłodze znajdował się otwór załadunkowy o wymiarach 1440 mm x 1930 mm. Do ładowni prowadziły trzy pary drzwi, w tym dwie pary

awaryjnych. Główne drzwi znajdowały się w przedniej części z lewej strony kadłuba, natomiast drzwi awaryjne rozmieszczone były symetrycznie po obu stronach kadłuba w tylnej części i otwierały się tylko do wewnątrz. Ładownia zakończona zamykanymi drzwiami o wymiarach 2650 mm x 2700 mm, z klinem uszczelniającym. Przy otwieraniu drzwi z podłogi wysuwały się trzy lampy załadownicze ustawiane pod kątem 17 stopni – 20 stopni w stosunku do powierzchni.

Belka ogonowa – o długości 6290 mm i przekroju kołowym miała 18 wręg (od nr 1 do 18). Wręgi nr 5, 10 i 15 były wręgami siłowymi. Wręga nr 1 przy kadłubie posiadała średnicę 1760 mm, a końcowa wręga nr 18 – 1200 mm. Wewnątrz belki usytuowany był wał napędowy śmigła ogonowego, linki systemu sterowania i niektóre elementy wyposażenia radiowego i specjalnego. Dolna część wręg przykryta była dodatkowo blachą o szerokości 350 mm, co miało ułatwić poruszanie się mechanikowi. Pokrycie belki ogonowej, nitowane z blachy duralowej o grubości od 1,2 mm do 1,5 mm. Do belki ogonowej mocowany był statecznik poziomy i płożę ogonową. Belka końcowa posiadała kształt ściętego stożka i składała się z 14 żeber i 7 wręg, do której przynitowane było pokrycie z blachy duralowej. Belka końcowa w stosunku do belki ogonowej, skierowana była ku górze pod kątem 45 stopni i 40 minut w stosunku do belki ogonowej. W dolnej części belki końcowej znajdowała się przekładnia pośrednicząca, a w górnej przekładnia główna śmigła ogonowego.

Skrzydła – zdejmowane w razie potrzeby, przeznaczone do odciążenia wirnika nośnego przy dużych prędkościach do lotu.

Ich powierzchnia wynosiła 35 m². Konstrukcja z dźwigarem skrzynkowym i 28 żebrami, pokrycie z arkuszy blachy duralowej o grubości od 0,6 mm do 4,0 mm (część spływowa w rejonie dysz wylotowych silników pokryta stalą żaroodporną). Profil CAGI P35. Skrzydła mocowane co centropłatu w kadłubie śmigłowca, lewe skrzydło ułożone pod kątem 14 stopni 45 minut w stosunku do osi poziomej kadłuba, a prawe skrzydło 15 stopni 45 minut. Na końcach skrzydeł zamocowano przeciwwagi antyflatterowe o

masie 20 kg każda.



Jeden z trzech maszyn w służbie polskiej

Statecznik poziomy – zbudowany z dwóch symetrycznych połówek połączonych dźwigarem przechodzącym przez belkę końcową. Przednia część statecznika do dźwigara miała pokrycie wykonane z blachy duralowej o grubości 0,8 mm, pozostała część kryta płótnem. Podczas lotu sterowanie statecznikiem odbywało się za pomocą dźwigni skoku i mocy. Kąt natarcia statecznika zmieniał się jednocześnie ze zmianą ogólnego skoku wirnika nośnego.

Podwozie – składało się z dwóch goleni głównych i goleni przedniej, zastrzałów mocujących je do kadłuba oraz podpory ogonowej. Podwozie główne mocowane było do wręgi nr 18 kabiny ładunkowej. Zastrzał goleni głównej o kształcie piramidalnym zespawany z rur stalowych. Każdy goleń składała się z półosi z kołem, tylnego zastrzału oraz dwukomorowego amortyzatora niskiego i wysokiego ciśnienia. Podwozie główne z kołami o wymiarach 1320 mm x 480 mm, ciśnienie w oponach $7 \pm 0,5$ atmosfer. Rozstaw kół podwozia głównego 7502 mm. Koła podwozia głównego z hamulcami pneumatycznymi. Podwozie przednie składało się z jednej goleni z amortyzatorem wyposażonej w dwa koła, które osadzono na samonastawnej osi. Goleń przednia jest mocowana do wręgi nr 12 części nosowej śmigłowca. Koła o wymiarach 720 mm x 310 mm, ciśnienie w oponach $6 \pm 0,5$ atmosfer. Pojemność amortyzatora wynosiła 6,0 dm³. Podpora ogonowa składała się z amortyzatora, dwóch zastrzałów rurowych oraz odlewanej pięty, która pełniła funkcję płaszczyzny oporowej.

Zespół napędowy – tworzyły dwa silniki turbowałowe typu D-25W o mocy startowej po 4048 kW (5500 kW) i nominalnej po 3455 kW (4700 KM), przekładnia główna R-7 oraz obsługujące je instalacje. Silnik D-25W składała się z kadłuba wejściowego sprężarki z dolną i górną skrzynkami napędów agregatów, dziewięciostopniowej sprężarki osiowej o sprężu w warunkach startowych 5,6:1, dzbanowo-pierścieniowej komory spalania z 12 rurami żarowymi, jednostopniowej turbiny napędzającej wał wirnika nośnego i transmisji przekazującej moment obrotowy z turbiny napędowej przez przekładnię na wirnik nośnik śmigłowca, układ paliwowy, układ automatycznego sterowania, układ autonomicznego uruchamiania silnika, układ smarowania i rury odprowadzające gazy wylotowe. Do górnej skrzynki napędów podłączono następujące agregaty: prądnico-rozrusznik, główną pompę paliwa, podającą pompę paliwa, regulator odśrodkowy, sprężarkę powietrza (tylko w lewym silniku), czujnik prędkości obrotowej oraz odpowietrznik odśrodkowy. W dolnej skrzynki przymocowane były: główna pompa oleju, filtr oleju, odpowietrznik odśrodkowy, zawór zlewowy leju, korek magnetyczny oraz zbiorniczek drenażowy. Z prawej strony silnika znajdował się zawór wyłączający dopływy paliwa i sygnalizator ciśnienia, a z lewej strony – zawór elektromagnetyczny przepływu powietrza oraz agregat zapłonowy. Do kadłuba turbiny napędowej przymocowana była odsysająca pompa olejowa. Sprężarka silnika wyposażona była w taśmowe upusty przeciwpompażowe usytuowane za trzecim i czwartym stopniem sprężarki. Maksymalna prędkość obrotowa sprężarki przy zamkniętym upustach wynosiła 8800 ± 100 obr./min. Godzinowe zużycie oleju w wytwornicy gazów nie więcej niż 1 kg/h, dla turbiny napędowej i transmisji napędu 2 kg/h. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych 0,213 kg/kWh, w warunkach przelotowych na wysokości 1000 metrów przy prędkości lotu 250 km/h – 0,233 kg/kWh. Wymiary silnika: długość bez transmisji napędu 2737 mm, długość z transmisją 5537 mm, szerokość 1086 mm, wysokość 1158 mm, masa silnika z agregatami 1344 kg.

Zespół prądotwórczy AI-8 przeznaczony do uruchamiania silników oraz zasilania elektrycznej instalacji pokładowej śmigłowca w przypadku braku lotniskowych źródeł energii elektrycznej. Składał się z silnika turbinowego o mocy 73,5 kW (100 KM), prądnicy prądu stałego o mocy 60 kW, reduktora przekazującego moc z silnika do napędu prądnicy oraz urządzeń obsługujących zespół napędowy. Silnik turbinowy po 30 sekund od chwili uruchomienia rozwijał prędkość obrotową 37 000 obr./min., co odpowiada prędkości obrotowej turbiny napędowej prądnicy 26 000 obr./min. Silnik zasilany w paliwo z instalacji paliwowej lewego zespołu napędowego śmigłowca.



Instalacja paliwowa – była niezależna dla każdego z silników (w przypadku uszkodzenia linii zasilającej którykolwiek z silników instalacja zapewniała zasilanie w paliwo obydwu silników). W skład instalacji wchodziło osiem zbiorników dolnych o pojemności po 435-470 dm³, trzy zbiorniki główne po 1350-1760 dm³, zbiornik rezerwowy o pojemności 470 dm³, dwa zbiorniki podwieszane do kadłuba o pojemności 2250 dm³, pompy, zawory, filtry, przewody oraz instalacja gazu neutralnego. Zbiorniki wewnętrzne mieściły 6315 kg paliwa, a podwieszane 3490 kg. W celu przedłużenia zasięgu w ładowni można było zainstalować dwa dodatkowe zbiorniki mieszczące łącznie 4500 dm³ (3870 kg) paliwa. Pojemność wewnętrznej instalacji paliwowej wynosiła 8150 dm³, ze zbiornikami podwieszanymi 12 650 dm³, a z dodatkowymi zbiornikami, zainstalowanymi w ładowni 17 150 dm³. Sygnalizacja awaryjnej ilości paliwa przy pozostałości 600 kg paliwa w instalacji. Zbiorniki wewnętrzne wykonane z gumy o grubości 0,7 mm i oklejone z zewnątrz dwoma

warstwami ochronnymi z gumowego kapronu. Instalacja gazu neutralnego z trzema butlami umieszczonymi nad ładownią, reduktorem i przewodami. Jako gaz neutralny używany był dwutlenek węgla w każdej butli w ilości 5,7 kg, sprężony pod ciśnieniem 170 atmosfer. Dopływ gazu do zbiorników uruchamiany z pulpitu technika pokładowego za pomocą przełącznika.

Układ przeniesienia mocy – był przeznaczony do przenoszenia momentu obrotowego (mocy silników) na wirnik nośny i śmigło ogonowe, wentylator oraz pomocnicze agregaty zamontowane na przekładni głównej. Składał się z przekładni głównej, przekładni pośredniczącej, przekładni ogonowej, hamulca wirnika nośnego, wału napędu wentylatora oraz wału ogonowego.

Przekładnia główna R-7 zamontowana nad kadłubem, służyła do przekazania mocy na wirnik nośny śmigłowca, wentylator, śmigło ogonowe i agregaty. Przekładnia stanowiła wyodrębniony agregat, składająca się z kadłuba, mechanizmu zmniejszającego prędkości obrotowe (układy kół zębatach) oraz układu olejenia. Czterostopniowy układ kinematyczny przekładni umożliwiał uzyskanie prędkości obrotowej wirnika nośnego równej 113 obr./min. przy prędkości obrotowej wałów wyjściowych turbin napędowych wynoszącej 7800 obr./min.

Wał ogonowy przenosił moment obrotowy z przekładni głównej przez przekładnię pośredniczącą do przekładni śmigła ogonowego. Składał się z 11 odcinków rur połączonych za pomocą wielowypustowych i podpartych dziewięcioma łożyskami kulkowymi. Przekładnia pośrednicząca przeznaczona do zmiany kierunku osi wału ogonowego (tylnego) o kąt między osiami belki ogonowej i końcowej i przeniesienia momentu obrotowego z przekładni głównej do przekładni ogonowej przy niewielkim zmniejszeniu prędkości obrotowej. Przekładnia ogonowa służyła do napędu śmigła ogonowego, zmniejszenia jego prędkości obrotowej oraz zmiany kąta ustawienia łopat śmigła ogonowego, zmniejszenia jego prędkości obrotowej oraz zmiany kąta ustawienia łopat śmigła. Przekładnia składała się z dwóch zębatach kół stożkowych, zapewniających stopień przełożenia

0,344.

Hamulec wirnika nośnego przeznaczony do zahamowania układu przenoszenia mocy przy postojach śmigłowca, jak również do płynnego wyhamowania wirnika przed jego całkowitym unieruchomieniem. Prędkość obrotowa bębna hamulca wynosiła 2065 obr./min.



Maszyny używane przez Peru

Wirnik nośny – pięciołopatowy, nachylony do przodu pod kątem 5 stopni, składał się z piasty, tłumików, przegubów oraz instalacji przeciwbłodzeniowej. Łopaty wirnika nośnego posiadały obrys prostokątny, profil typu NACA 230M/CAGI i cięciwę 1000 mm. Wykonane całkowicie z metalu z zastosowaniem połączeń klejowych. Elementem nośnym łopaty były odpowiednio wyprofilowany dźwigar w postaci belki z wewnętrznym otworem o kształcie eliptycznym, wykonany ze stali 40ChNMA. Do tylnej części dźwigara przyklejono 21 sekcji z wypełnieniem ulowym, które tworzyły część spływową łopaty. Na krawędzi natarcia zabudowano przeciwbłodzeniowe elektryczne elementy grzejne. Na końcu łopaty znajdowała się owiewka, pod którą zamontowane było światło pozycyjne. Łopaty te wyposażono w specjalną instalację sygnalizacji uszkodzenia dźwigara – wewnętrzna przestrzeń dźwigara wypełniona była powietrzem pod ciśnieniem i w przypadku pęknięcia dźwigara lub naruszenia jego wewnętrznej szczelności – ciśnienie w jego wnętrzu naturalnie spadało. Powodowało to odkształcenie sprężystego mieszka, który wypychał na powierzchnię łopaty czerwony kołpaczek

ostrzegawczy, widoczny z kabiny pilota. Masa jednej łopaty wynosi 700 kg.

Piasta wirnika nośnego zbudowana była z kadłuba piasty, jarzm pośredniczących, czopów przegubów przekręceń, korpusów przegubów przekręceń (przegubów osiowych), dźwigni obrotu łopat oraz tłumików hydraulicznych przegubów odchyłeń. Piasta wirnika była wykonana z wysoko wytrzymałej stali. W środku piasty znajdował się otwór z wielowypustem, łączący z wałem wirnika nośnego. Łopaty łączyły się z piastą za pomocą przegubów osiowych umożliwiających wykonywanie wahań w płaszczyźnie pionowej oraz w płaszczyźnie obrotu wirnika. W celu zapobieżenia nadmiernym wychyleniom łopat wokół osi przegubów, w konstrukcji piasty przewidziano górne i dolne ograniczniki odśrodkowe. Górne ograniczniki służyły do ograniczenia zwisu łopat przy niepracujących silnikach podczas postoju śmigłowca na ziemi lub przy prędkości obrotowej poniżej 80 obr./min. do wartości 7 stopni 15 minut, natomiast dolne ograniczniki ograniczały wahadłowe ruchy łopat przy prędkości obrotowej powyżej 80 obr./min. i umożliwiały zwis łopat do 2 stopni 10 minut. Przeguby odchyłeń wyposażenie w hydrauliczne tłumiki drgań służyły do tłumienia oscylacji łopat w płaszczyźnie obrotu wirnika wywołanych siłami Coriolisa. Zapobiegały ponadto powstawaniu drgań związanych z rezonansem przyziemnym.

Śmigło ogonowe – typu AW-63B pchające, czterołopatowe o zmiennym skoku, zamontowane na wale przekładni ogonowej. Łopaty drewniane z nakładkami metalowymi na krawędzi natarcia, profil NACA 230, średnica 6300 mm, masa jednej łopaty 63 kg, masa całości 593 kg. W celu zmniejszenia momentu działającego na wał przekładni ogonowej i zmniejszenia zmiennych naprężeń w miejscu połączenia łopaty z piastą, śmigło miało poziome przeguby umożliwiające łopatom odchyłanie się od płaszczyzny wirowania łopat, wykonywanie wahań pionowych podczas trwania ruchu obrotowego. Śmigło ogonowe wyposażone było w cieczową instalację przeciwbłędzeniową.



Cmentarzysko sprzętu w okolicach Czarnobyla w listopadzie 2000 roku

Układ sterowania – składał się z tarczy sterującej (mechanizm sterujący skokiem ogólnym i cyklicznym wirnika nośnego, pozwalający przez zmianę kątów ustawienia łopat zmieniać wielkość i kierunek wypadowej sił aerodynamicznych wirnika nośnego) zamontowanej na górnej pokrywie przekładni głównej z mechanizmem zmiany kąta natarcia łopat wirnika nośnego, mechanizmem zmiany skoku śmigła ogonowego i jego ciągu, układu dźwigni skoku ogólnego i mocy oraz układ dźwigni niezależnego sterowania silnikami. Śmigłowiec miał stabilizator obrotów wirnika nośnego (SOW) połączony z systemem sterowania silnikami, utrzymujący prędkość obrotową wirnika w założonym zakresie i w razie usterki jednego z silników, zwiększający moc pracującego silnika i utrzymujący prędkość obrotową wirników. W układzie sterowania podłużnego i poprzecznego oraz sterowania skokiem ogólnym wirnika nośnego zabudowano wzmacniacze hydrauliczne. Statecznik poziomy nie miał oddzielnego sterowania, był połączony z tarczą sterującą, ze sterowaniem ogólnym skokiem wirnika nośnego. Kąty wychylenia statecznika względem osi podłużnej belki ogonowej wynosiły od -13 stopni do +5 stopni.

W kabinie pilotów znajdowały się dwa drążki sterowe, rozmieszczone symetrycznie względem osi podłużnej śmigłowca. W górnej części każdego drążka zamontowano uchwyt, na którym rozmieszczono przyciski telefonu pokładowego, radiostacji, autopilota oraz elektromagnetycznych hamulców mechanizmów

sprężynowych odciążających się dodatkowa dźwignia hamowania kół podwozia głównego. Śmigłowiec był wyposażony w czterokonałowego autopilota AP-34W (początkowo był to AP-31W) sterującego pochyleniem, przechyleniem, kierunkiem i wysokością, zapewniającego dokładność w kierunku $\pm 1,5$ stopni, przechylenia $\pm 0,5$ stopnia, pochylenia $\pm 0,5$ stopnia oraz wysokości ± 8 metrów.

Instalacja olejowa – składała się z dwóch niezależnych układów olejowych silników, układu olejowego przekładni głównej i turbin napędowych silników. Układ olejowy silnika składał się ze zbiornika o pojemności 39 dm^3 , chłodnicy powietrzno-olejowej, z zaworami przelewowymi i żaluzjami, filtra sygnalizatora, zaworów, odśrodkowego filtra odpowietrzającego oraz przewodów. Układ olejowy przekładni głównej i turbin napędowych silników składał się z dwóch chłodnic, zaworów, dwóch zbiorników odpowietrzających, dwóch filtrów-sygnalizatorów i przewodów. Służył do smarowania powierzchni współpracujących przekładni oraz łożysk wałów układu przeniesienia mocy (transmisji) i turbin napędowych. Olej do smarowania tłoczyła pompa przekładni głównej zamontowana w odstoju oleju, który jednocześnie wypełniał rolę zbiornika. Ilość oleju w przekładni głównej $150\text{-}170 \text{ dm}^3$ (oprócz 65 dm^3 oleju z zewnętrznej instalacji).



Instalacja hydrauliczna – była przeznaczona do zasilania napędów hydraulicznych zabudowanych w układzie sterowania śmigłowcem oraz agregatów i urządzeń. Składała się z instalacji zasadniczej, dublującej oraz pomocniczej.

Instalacja zasadnicza zasiliała wzmacniacze hydrauliczne w kanałach układu sterowania poprzecznego, podłużnego, skoku ogólnego wirnika nośnego, śmigła ogonowego oraz zespolonego agregatu sterowania silnikami. Zasadnicza instalacja hydrauliczna umożliwiała sterowanie ręczne lub z dodatkowym korygowaniem wykorzystującym autopilota (tzw. warunki częściowej stabilizacji). Instalacja dublująca spełniała tutaj rolę awaryjną i zabezpieczała pracę napędów hydraulicznych w układzie sterowania śmigłowcem oraz silnikami w przypadku uszkodzenia instalacji zasadniczej. Instalacja pomocnicza służyła do sterowania drzwiami i trapami ładowni, automatycznym zamykaniem obrotowych łopatek wentylatora w przypadku niestatecznej pracy (pompażu), wycieraczkami szyb i kabiny pilotów, pochyleniem i wysokością położenia foteli pilotów, tłumikiem drgań w układzie sterowania śmigłem ogonowym oraz blokowaniem ładunków na zaczepie zewnętrznym. W skład instalacji wchodziły dwa zbiorniki o objętości po 40-45 dm³ (jeden był dla instalacji zasadniczej oraz jeden dla dwóch pozostałych), hydroakumulatory, pompy, rozdzielacze, filtry, manometry, zawory elektromagnetyczne i przewody. Ciśnienie robocze w instalacji wynosiło 120-155 atmosfer. Sumaryczna ilość cieczy roboczej w całej instalacji 150 dm³.

Instalacja elektryczna – wytwarzała prąd stały o napięciu 27V. W jej skład wchodziły dwa akumulatory 12SAM-55 i dwa prądnicowe rozruszniki STG-12TM o mocy 2 x 12 kW, zasilające elektryczne przyrządy pilotażowo-nawigacyjne, wyposażenie radiowe i wszystkie napędy elektryczne. Instalacja elektryczna prądu zmiennego o częstotliwości 400 Hz z dwiema prądnicami SGS-90/360 zamontowanymi na przekładni głównej, zasilająca układ przeciwbłędzeniowy.

Instalacja ogrzewania i wentylacja kabin załogi i ładowni – powietrze ogrzewane wokół rur odprowadzających gazy spalinowe doprowadzane było do chłodnicy typu „powietrze-powietrze”, w której przekazywało ciepło powietrzu tłoczonemu przez wentylator. Świeże powietrze przechodzące przez chłodnicę

ogrzewało się i rurami doprowadzane było do kabin. Chłodnice powietrza zamontowane z dwóch stron na suficie ładowni pod obłachowaniem silników. Układ ogrzewania zapewniał również dobrą wentylację. Powietrze przeznaczone do wentylacji pobierane było z atmosfery i przepuszczane przez nieogrzewaną część chłodnicy. Wyłącznik instalacji ogrzewania znajdował się w kabinie technika. Cyrkulacja powietrza w kabinach pilotów, nawigatora, radiooperatora i technika pokładowego za pomocą indywidualnych wentylatorów. Podgrzewane powietrze dostawało się do kabin załogi przez specjalne otwory w podłodze. Ilość powietrza regulowana za pomocą dźwigni połączonych z zasłonkami. Ciepłe powietrze ogrzewało także przednie szyby w kabinie nawigatora, dwie środkowe szyby przednie w kabinie pilotów, jak również przesuwane szyby w kabinie pilotów, technika i operatora radiowego.

Instalacja pneumatyczna – była przeznaczona do hamowania kół podwozia głównego, sterowania mechanizmem upustu powietrza ze sprężarek silników oraz zasłonkami przepustów trójdrogowych ciepłego i zimnego powietrza, instalacji ogrzewania i wentylacji kabin. Składa się ona z dwustopniowej sprężarki tłokowej typu AK-50T dwóch butli powietrza, filtrów, zaworów oraz przewodów. W charakterze butli sprężonego powietrza wykorzystano wewnętrzne przestrzenie zastrzałów podwozia głównego. Pojemność butli wynosiła 32 dm³, a ciśnienie robocze 50 atmosfer.

Instalacja przeciwbłodzeniowa – elektryczna dla łopat wirnika nośnego, wlotów powietrza do silników, szyb kabiny pilotów oraz nawigatora, cieczowa dla śmigła ogonowego. Łopaty wirnika nośnego, wloty powietrza do silników oraz przednie szyby kabiny pilotów i nawigatora śmigłowca wyposażone były w elementy grzejne, zasilane prądem przemiennym. Czas ogrzewania krawędzi natarcia łopat wirnika nośnego w temperaturach 0-5 stopni C wynosił około 20 sekund, przy czym następowała wówczas przerwa trwająca łącznie 100 sekund. Po tym czasie ogrzewanie włączało się automatycznie. Przy temperaturze

poniżej -10 stopni C cykle ogrzewania i jego przerwy trwały po 60 sekund. Cykliczność trwania ogrzewania ustała pilot maszyny za pomocą specjalnego przełącznika w kabinie. Wloty powietrza do silników były ogrzewane elementami grzejnymi, gdy temperatura ich powierzchni spadała poniżej + 45 stopni. Natomiast przy wzroście temperatury ich powierzchni powyżej +50 stopni C następowało automatyczne wyłączenie elementów grzejnych. Układ sygnalizacji początku oblodzenia i włączenie instalacji przeciwooblodzeniowej posiadał elektryczny radioizotopowy sygnalizator oblodzenia. Jego czujnik zamontowany był we wlocie powietrza prawego silnika. Natomiast śmigło ogonowe, które było oblewane cieczą – mieszaniną spirytusu (85%) i gliceryny (15%). Ciecz ta była rozprowadzana wzdłuż krawędzi natarcia łopat dzięki sile odśrodkowej. Pojemność zbiornika mieszanki odladzającej wynosiła 30 dm³.



Instalacja przeciwpożarowa – zasadnicza służyła do wykrywania, sygnalizacji i gaszenia pożaru w przedziale każdego z silników, przekładni głównej, dolnych i górnych zbiorników paliwowych oraz pomocnicza w przedziale agregatu turbinowego AI-8. Składała się ona z sześciu gaśnic freonowych, bloków zaworów elektromagnetycznych, przewodów odprowadzających, kolektorów rozpylających oraz układu sygnalizacji i sterowania z czujnikami sygnalizacji pożaru rozmieszczonymi w przedziale napędowych i obok zbiorników paliwowych. W przypadku powstania pożaru trzy gaśnice, które stanowiły tzw. pierwszą linię gaszenia pożaru, włączały się w trybie automatycznym lub były uruchamiane przyciskiem na pulpicie technika pokładowego.

Natomiast trzy pozostałe butle stanowiły tzw. drugi rzut i mogły być włączane tylko ręcznie z pulpitu. W śmigłowcu przewożono również gaśnice ręczne typu OU-2 i OG-5. W przedziale rozrusznika turbinowego AI-8, autonomiczna instalacja z pojedynczą butlą i rozpylaczem, zaworem odcinającym dopływ paliwa oraz czujnikiem sygnalizacji pożaru. Uruchamianie tej instalacji możliwe było tylko ręcznie przez technika pokładowego.

Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne – obejmowało podstawowe przyrządy pokładowe: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr oraz wysokościomierz radiowy typu RW-2 (później nowszy RW-3), dwa sztuczne horyzonty elektryczne typu AGK-47W, busolę żyroindykcyjną, radiokompas automatyczny typu ARK-5 (później nowsze ARK9 i ARK-UD, odbiornik sygnałów radiolatarni znakującej (tzw. markera) typu MRP-56P i półkompas żyroindukcyjny typu GPK-52W.

System łączności stanowiły tutaj dwie radiostacje typu 1-RSW-70 (później były to nowsze R-802W), która pracowała na falach średnich i krótkich oraz typu RSIU-4 lub RSIU-5 (a później był to typ R-832), która pracowała na falach ultrakrótkich. Załoga śmigłowca korzystała z telefonu wewnętrznego typu SPU-6, a później typu SPU-7U. Wyposażenie wersji wojskowych obejmowało urządzenie identyfikacyjne typu Chrom-NN, system nawigacji radiowej dla desantowania typu PDSP-2S Proton-M, aparaturę rejestrującą typu MSRP-12, dozymetr typu DP-3W.

Podstawowe dane taktyczno-techniczne Mił Mi-6

- **Wersja śmigłowca – Mił Mi-6**
- Początek produkcji – 1957 rok
- Liczba załogantów – 5 osób

- Liczba przewożonych pasażerów – 61 osób
- Typ silników turbowałowych – D-25W
- Moc zastosowanych silników – 2 x 5500 KM
- Wymiary konstrukcji:
- Średnica wirnika nośnego – 35 000 mm
- Długość kadłuba śmigłowca – 26 750 mm
- Wysokość śmigłowca – 9156 mm
- Rozpiętość stosowanych skrzydeł – 15 300 mm
- Masa konstrukcji:
- Masa własna – 26 107 kg
- Masa startowa normalna – 39 700 kg
- Masa startowa maksymalna – 41 700 kg
- Masa ładunku normalna – 6000 kg
- Masa ładunku maksymalna – 12 000 kg
- Masa ładunku na zewnętrznym podwieszeniu – 8000 kg
- Osiągi śmigłowca:
- Prędkość maksymalna – 300 km/h na wysokości 1000 m
- Prędkość przelotowa – rzędu 180-200 km/h
- Pułap praktyczny – do 4500 m
- Zasięg maksymalny śmigłowca z ładunkiem:
- 750 km z ładunkiem o masie 5000 kg
- 470 km z ładunkiem o masie 8000 kg

- 140 km z ładunkiem o masie 12 000 kg
- Zasięg maksymalny – brak danych

▪ **Wersja śmigłowca – Mił Mi-6A**

- Początek produkcji – 1971 rok
- Liczba załogantów – 5 osób
- Liczba przewożonych pasażerów – 65-90 osób
- Typ silników turbowałowych – D-25W
- Moc zastosowanych silników – 2 x 5500 KM
- Wymiary konstrukcji:
 - Średnica wirnika nośnego – 35 000 mm
 - Długość kadłuba śmigłowca – 26 750 mm
 - Wysokość śmigłowca – 9156 mm
 - Rozpiętość stosowanych skrzydeł – 15 300 mm
- Masa konstrukcji:
 - Masa własna – 27 240 kg
 - Masa startowa normalna – 40 500 kg
 - Masa startowa maksymalna – 44 000 kg
 - Masa ładunku normalna – 8000 kg
 - Masa ładunku maksymalna – 12 000 kg
 - Masa ładunku na zewnętrznym podwieszeniu – 9000 kg
- Osiągi śmigłowca:

- Prędkość maksymalna – 304 km/h na wysokości 1000 m
- Prędkość przelotowa – rzędu 220-250 km/h
- Pułap praktyczny – do 4500 m
- Zasięg maksymalny śmigłowca z ładunkiem:
- 810 km z ładunkiem o masie 5000 kg
- 530 km z ładunkiem o masie 8000 kg
- 180 km z ładunkiem o masie 12 000 kg
- Zasięg maksymalny – do 1450 km

▪ **Wersja śmigłowca – Mił Mi-6PŻ**

- Początek produkcji – 1967 rok
- Liczba załogantów – 5 osób
- Typ silników turbowałowych – D-25W
- Moc zastosowanych silników – 2 x 5500 KM
- Wymiary konstrukcji:
- Średnica wirnika nośnego – 35 000 mm
- Długość kadłuba śmigłowca – 26 750 mm
- Wysokość śmigłowca – 9156 mm
- Rozpiętość stosowanych skrzydeł – 15 300 mm
- Masa konstrukcji:
- Masa własna – 28 724 kg
- Masa startowa normalna – 40 500 kg

- Masa startowa maksymalna – 42 500 kg
- Masa ładunku normalna – 6000 kg
- Masa ładunku maksymalna – 12 000 kg
- Masa ładunku na zewnętrznym podwieszeniu – 3000 kg
- Osiągi śmigłowca:
- Prędkość maksymalna – 300 km/h na wysokości 1000 m
- Prędkość przelotowa – rzędu 220-250 km/h
- Pułap praktyczny – do 4500 m
- Zasięg maksymalny śmigłowca z ładunkiem:
- 555 km z ładunkiem o masie 5000 kg
- Zasięg maksymalny – brak danych

Bibliografia

1. Adam Gołąbek, Andrzej Wrona, współpraca Tomasz Kwasek, Ciężki śmigłowiec transportowy Mił Mi-6, Czasopismo Lotnictwo Nr. 6/2022, Magnum-X
2. Adam Gołąbek, Andrzej Wrona, współpraca Robert Stachyra, Śmigłowce Mi-6 w polskim lotnictwie, Czasopismo Lotnictwo Nr. 1/2021, Magnum-X
3. <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/14582/126/Mil-Mi-62>
4. <https://pl.wikipedia.org/wiki/Mi-6>
5. <https://www.smartage.pl/mil-mi-6/>