

Płk w st. sp. pil. dr inż. Antoni Milkiewicz

Samolot *F-16C/D*

Kabina i system opuszczania samolotu

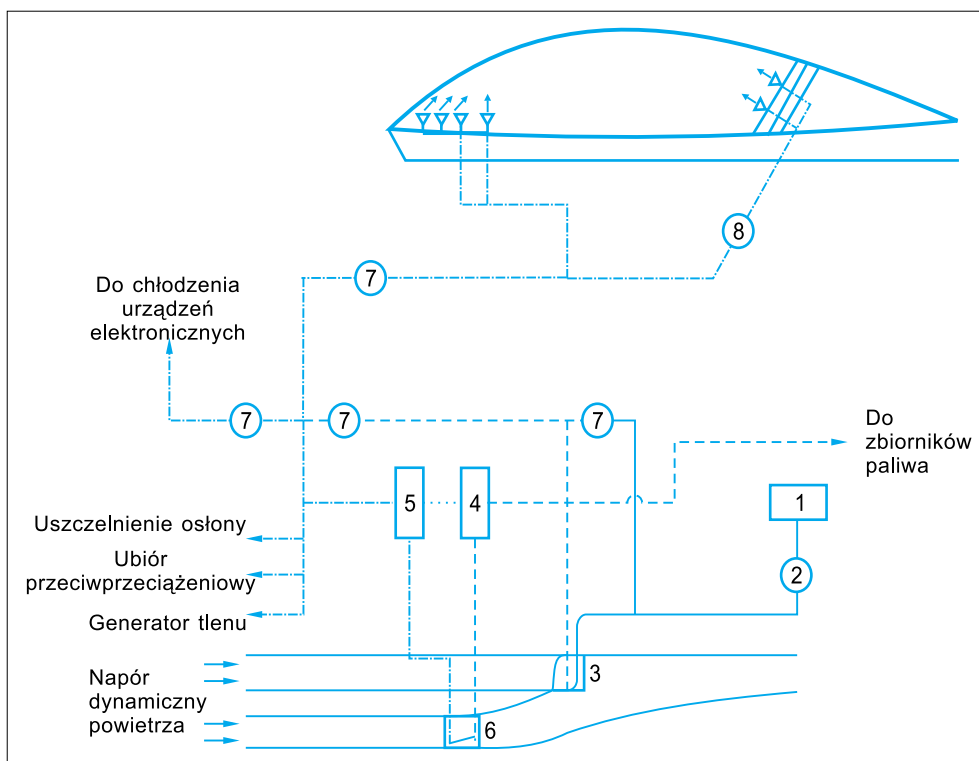
Kabina

Kabina stanowi zamkniętą przestrzeń, w której pracuje pilot. Warunki pracy w kabinie muszą umożliwiać pilotowi sprawne sterowanie samolotem podczas lotu na różnych wysokościach, z różnymi prędkościami i przeciążeniami.

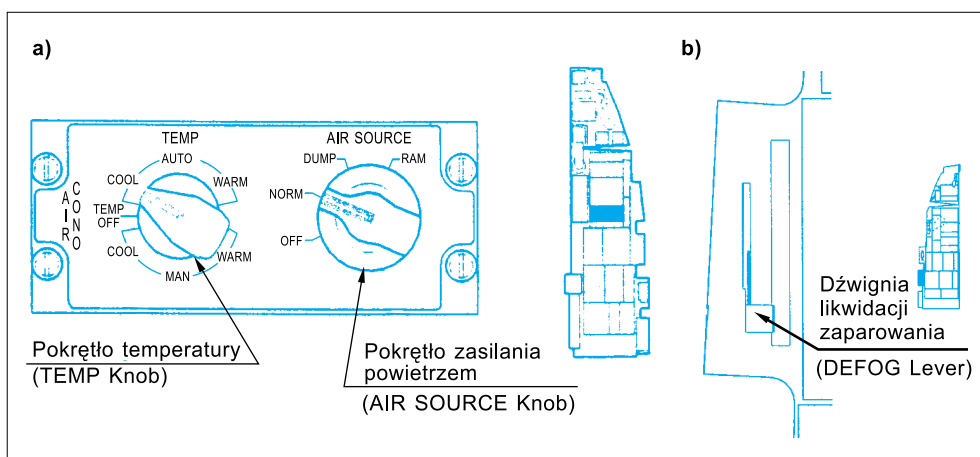
W samolocie *F-16* nad utrzymaniem dogodnych warunków pracy pilota czuwa sys-

tem sterowania środowiskiem (environmental control system – ECS). ECS spełnia następujące funkcje:

- utrzymuje właściwe ciśnienie w kabinie,
- utrzymuje temperaturę zgodnie z życzeniem pilota,
- uszczelnia ruchomą część osłony kabiny,
- wentyluje kabinę i likwiduje zaparowanie osłony,



Rys. 1. Uproszczony schemat blokowy klimatyzacji kabiny: 1 – ujęcie powietrza ze sprężarki wysokiego ciśnienia silnika, 2 – reduktor, 3, 6 – chłodnica powietrze-powietrze, 4, 5 – sprężarka-turbina, 7 – zawór modulujący, 8 – ręcznie uruchamiany zawór do likwidowania zaporowania osłony

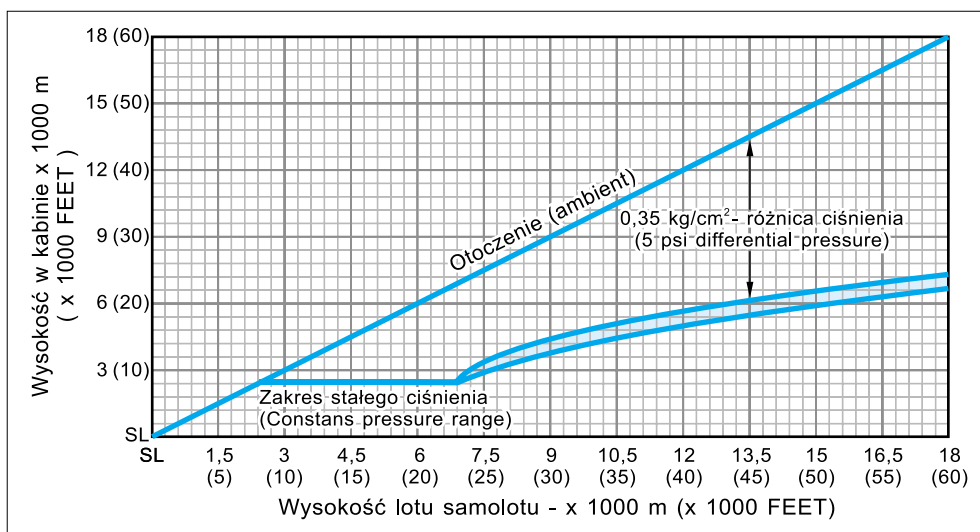


Rys. 2. Tabliczka systemu sterowania środowiskiem – ECS (a) i sterowanie likwidowaniem zaparowania osłony (b)

- doprowadza powietrze pod ciśnieniem do ubioru przeciwpieczeniowego i do oddychania pod nadciśnieniem oraz powietrze do pokładowej instalacji generującej tlen (on board oxygen generating system – OBOGS),
- doprowadza odpowiednie ciśnienie powietrza do zbiorników instalacji paliwowej samolotu i powietrze potrzebne do chłodzenia pokładowych urządzeń elektronicznych. Uproszczony schemat blokowy instalacji

klimatyzacji kabiny z elementami ECS przedstawiony jest na rys. 1.

Gorące powietrze pod dużym ciśnieniem pobierane jest ze sprężarki wysokiego ciśnienia silnika (1), po czym ciśnienie powietrza jest odpowiednio zmniejszane za pomocą reduktora (2). Następnie powietrze jest wstępnie ochładzane w chłodnicy powietrze-powietrze (3). Właściwą cyrkulację powietrza w instalacji zapewnia układ sprężarka-turbina (4, 5). Potem powietrze zostaje schłodzone w dru-



Rys. 3. Zależność wysokości w kabine od wysokości lotu samolotu

giej chłodnicy (6). Do kabiny dostaje się powietrze o właściwościach ustalonych przez urządzenia automatyczne i pilota (rys. 2).

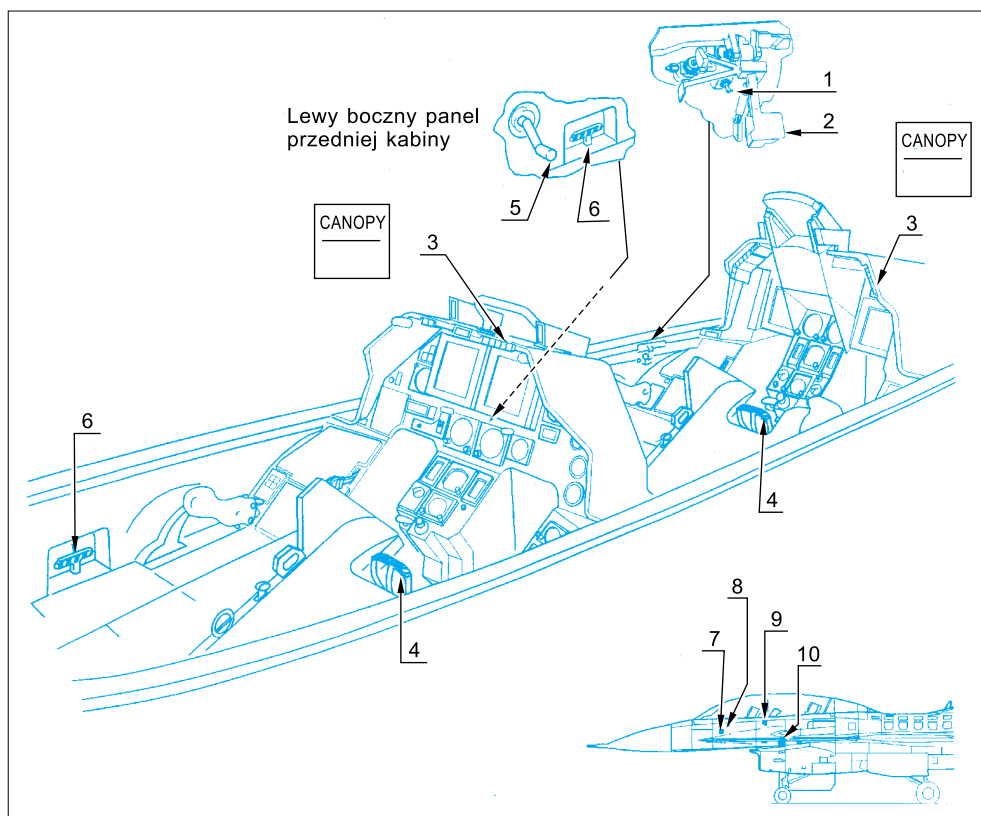
Ciśnienie w kabinie zmienia się wraz ze zmianą wysokości lotu. Proces ten obrazuje rys. 3. Do wysokości lotu 2400 m (3000 ft) kabina jest „otwarta” – to znaczy, że ciśnienie w kabinie ma taką samą wartość jak ciśnienie atmosferyczne. Od wysokości lotu 2400 m do 6900 m (23 000 ft) w kabinie utrzymuje się stałe ciśnienie, odpowiadające ciśnieniu atmosferycznemu na wysokości 2400 m. Od wysokości lotu 6900 m do 18 000 m (60 000 ft) utrzymywana jest stała różnica ciśnień między ciśnieniem atmosferycznym i ciśnieniem w kabinie, wynosząca $0,35 \text{ kg/cm}^2$ (5 psi). Na

wysokości lotu 18 000 m w kabinie panuje ciśnienie odpowiadające ciśnieniu atmosferycznemu na wysokości 6600 m (24 000 ft).

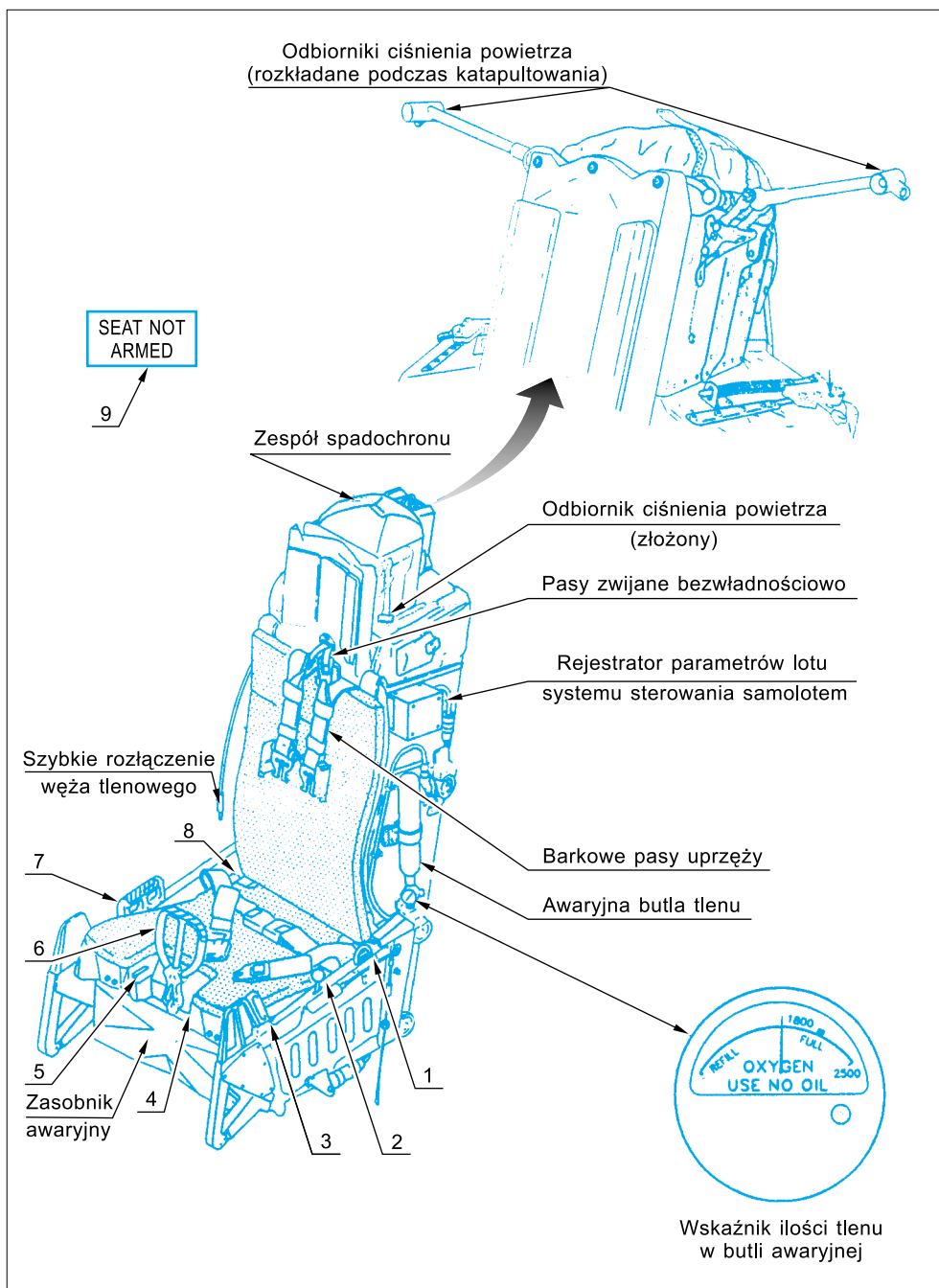
Pracę instalacji klimatyzacji kabiny, również pracę ECS, kontroluje się na podstawie wskaźnika wysokości w kabinie („CABIN PRESS ALT”) i lampki ostrzegającej „CABIN PRESS”. Lampka ta zaświeca się wtedy, kiedy „wysokość” w kabinie wzrasta powyżej 8100 m (27 000 ft).

System opuszczania samolotu

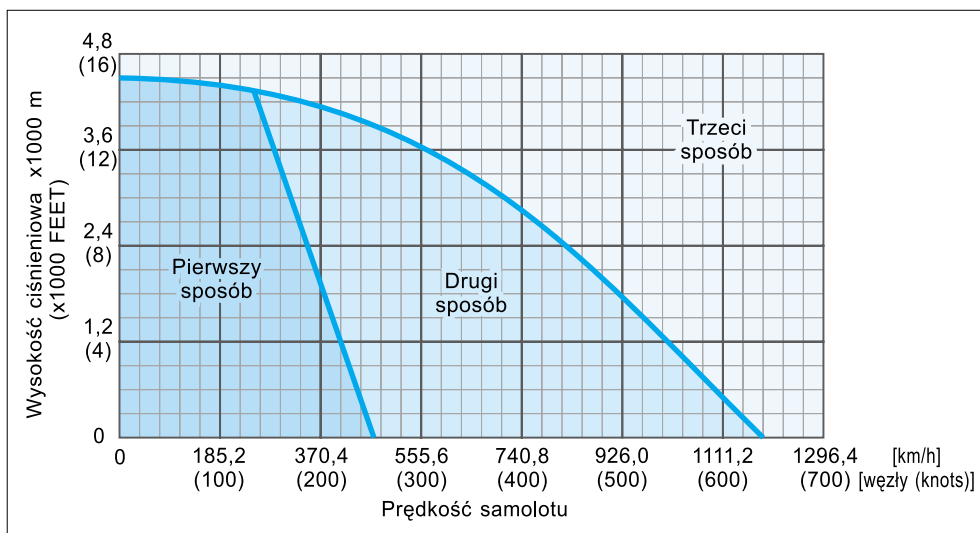
Aby opuścić samolot *F-16*, trzeba zrzucić osłonę kabiny i wykatapultować się, podobnie jak z innych samolotów. Osłonę



Rys. 4. Rozmieszczenie urządzeń układu opuszczania samolotu *F-16D*: 1 – wyłącznik do otwierania osłony, 2 – uchwyt osłony (w pozycji odblokowanej), 3 – czerwona lampka ostrzegająca „CANOPY” (osłona niezablokowana), 4 – uchwyt katapultowania „PULL TO EJECT”, 5 – korbka do ręcznego otwierania i zamykania osłony „MANUAL CANOPY CONTROL”, 6 – uchwyt „T” ręcznego zrzutu osłony „CANOPY JETTISON”, 7 – uchwyt „D” zrzutu osłony z zewnątrz samolotu (uchwyty „D” znajdują się po obu stronach kadłuba), 8 – zaśleпка, 9 – gniazdo korbki otwierania osłony, 10 – zewnętrzny wyłącznik otwierania osłony



Rys. 5. Fotel katapultowy: 1 – pierścień (wyciągnięcie go uruchamia podawanie tlenu), 2 – gałka blokowania uprząży barkowej („SHOULDER HARNESS”), 3 – dźwignia blokująca katapultowanie, 4 – wyłącznik radiostacji prowadzącej („RADIO BEACON”), 5 – wyłącznik rozwinięcia awaryjnego zasobnika („KIT DEPLOYMENT”), 6 – uchwyt katapultowania („PULL TO EJECT”), 7 – uchwyt awaryjnego uwolnienia się od fotela („EMERGENCY MANUAL CHUTE”), 8 – linka wyzwalająca awaryjnego zasobnika, 9 – lampka ostrzegająca: fotel nieuzbrojony („SEAT NOT ARMED”) – włączona blokada (3)



Rys. 6. Sposoby katapultowania w zależności od prędkości i wysokości lotu samolotu

można zrzucić zarówno w powietrzu, przez uruchomienie mechanizmu zrzutu w kabine, jak i na ziemi, przez uruchomienie tego mechanizmu z zewnątrz samolotu. W kabine do zrzutu osłony służy uchwyt katapultowania („PULL TO EJECT”). Po użyciu tego uchwytu następuje zrzut osłony kabiny, a potem katapultowanie. Uchwyt „T” („CANOPY JETTISON”) służy jedynie do zrzutu osłony kabiny (rys. 4). Fotel katapultowy jest w pełni zautomatyzowany, umożliwia opuszczenie samolotu w każdej chwili – na wysokościach i przy prędkościach od zerowych do największych, jakie może osiągnąć samolot (rys. 5).

W zależności od warunków w automatyczny sposób zostaje wybrany jeden z trzech sposobów katapultowania (rys. 6).

Pierwszy sposób – małe wartości prędkości i wysokości.

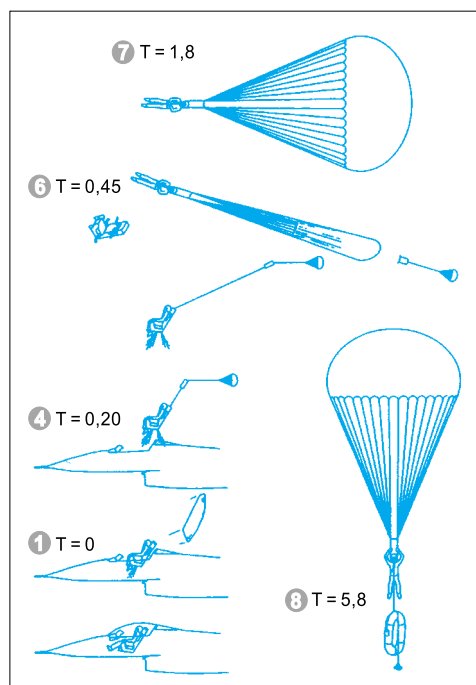
W chwilę po wyrzuceniu fotela rozpoczyna się proces rozwijania spadochronu ratowniczego (rys. 7).

Drugi sposób – średnie wartości prędkości i wysokości.

Po wyrzuceniu fotela, przed rozpoczęciem procesu rozwijania spadochronu ratowniczego otwiera się spadochron hamujący prędkość układu pilot-fotel (rys. 8).

Trzeci sposób – duże wartości prędkości i wysokości.

Sposób ten jest podobny do sposobu drugiego. Dodatkowo zaprogramowano opóźnienie oddzielenia pilota od fotela i w konsekwencji



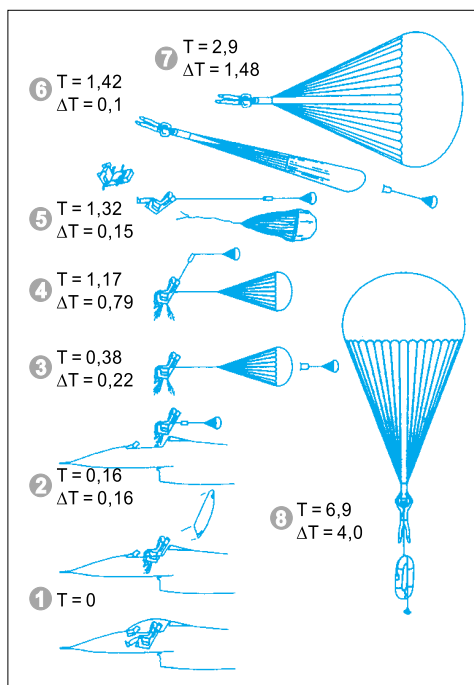
Rys. 7. Proces katapultowania pierwszym sposobem

cji opóźnienie początku procesu rozwijania spadochronu ratowniczego (rys. 8). Spadochron ratowniczy otwiera się dopiero wtedy, kiedy parametry ruchu układu pilot-fotel zostaną wprowadzone do obwiedni określającej warunki katapultowania drugim sposobem (po upływie jednej sekundy od wejścia parametrów do obwiedni).

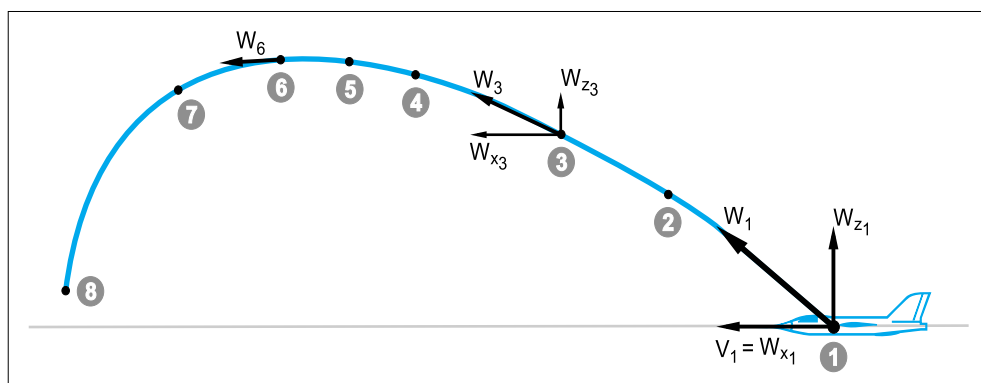
Dane o warunkach katapultowania, potrzebne do automatycznego wyselekcjonowania właściwego sposobu katapultowania, przyjmowane są przez odbiorniki ciśnienia powietrza umieszczone na głowicy fotela (rys. 5).

Minimalna wysokość katapultowania

Fotel katapultowy tzw. 0-0 zapewnia udane katapultowanie podczas postoju i ruchu samolotu na ziemi z małą prędkością. Zapewnia też pomyślne katapultowanie w locie poziomym na bardzo małej wysokości, wszakże pod warunkiem, że odbywa się ono pierwszym bądź drugim sposobem (rys. 9). Z powodu opóźnienia oddzielenia pilota od fotela, cha-

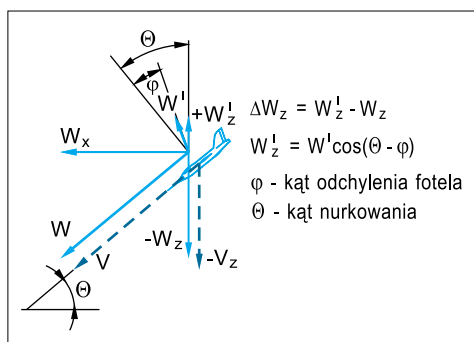


Rys. 8. Proces katapultowania drugim i trzecim sposobem



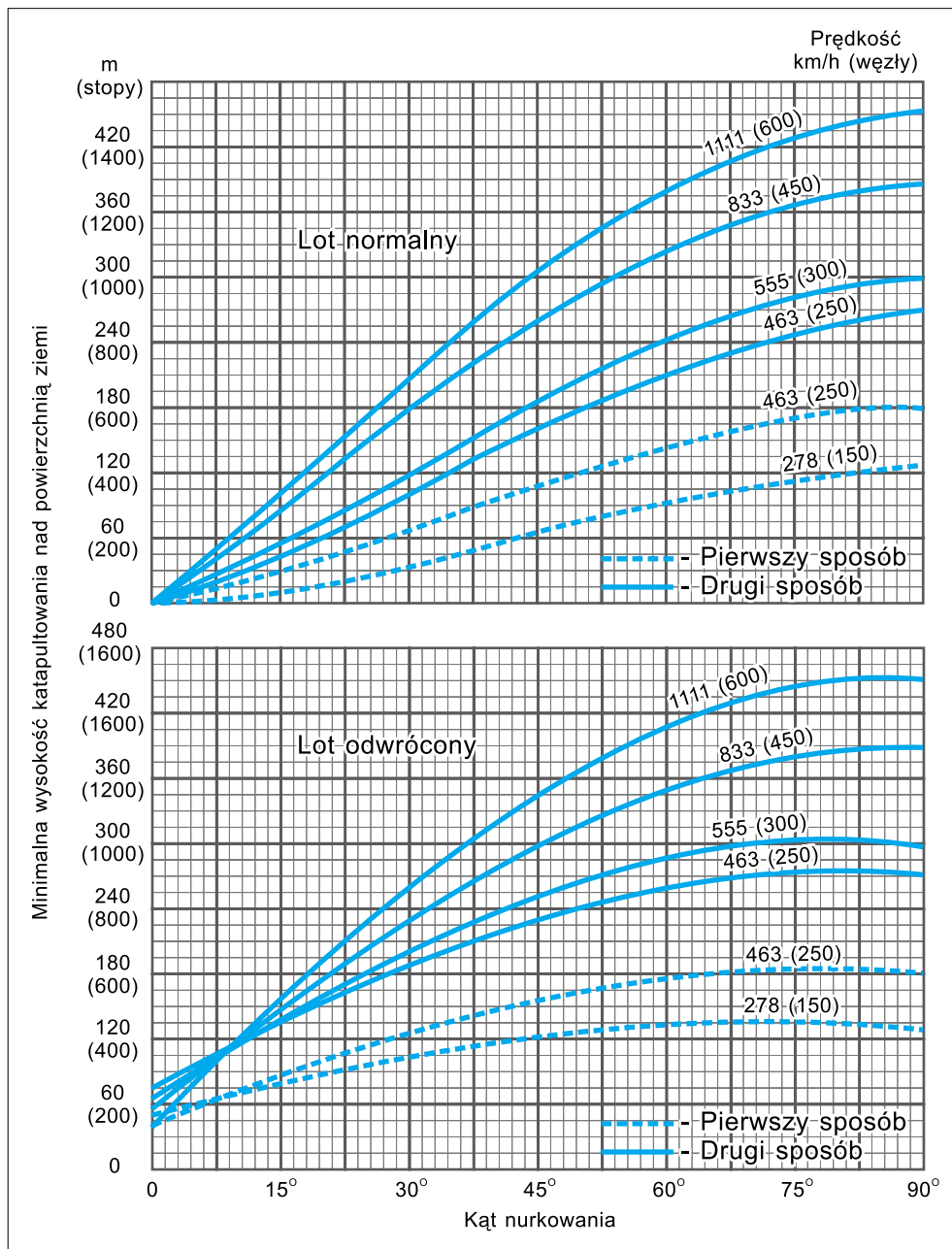
Rys. 9. Proces katapultowania w locie poziomym

Rys. 10. Rozkład prędkości układu pilot-fotel po wykatapultowaniu się w locie ze zniżaniem (w locie nurkowym)

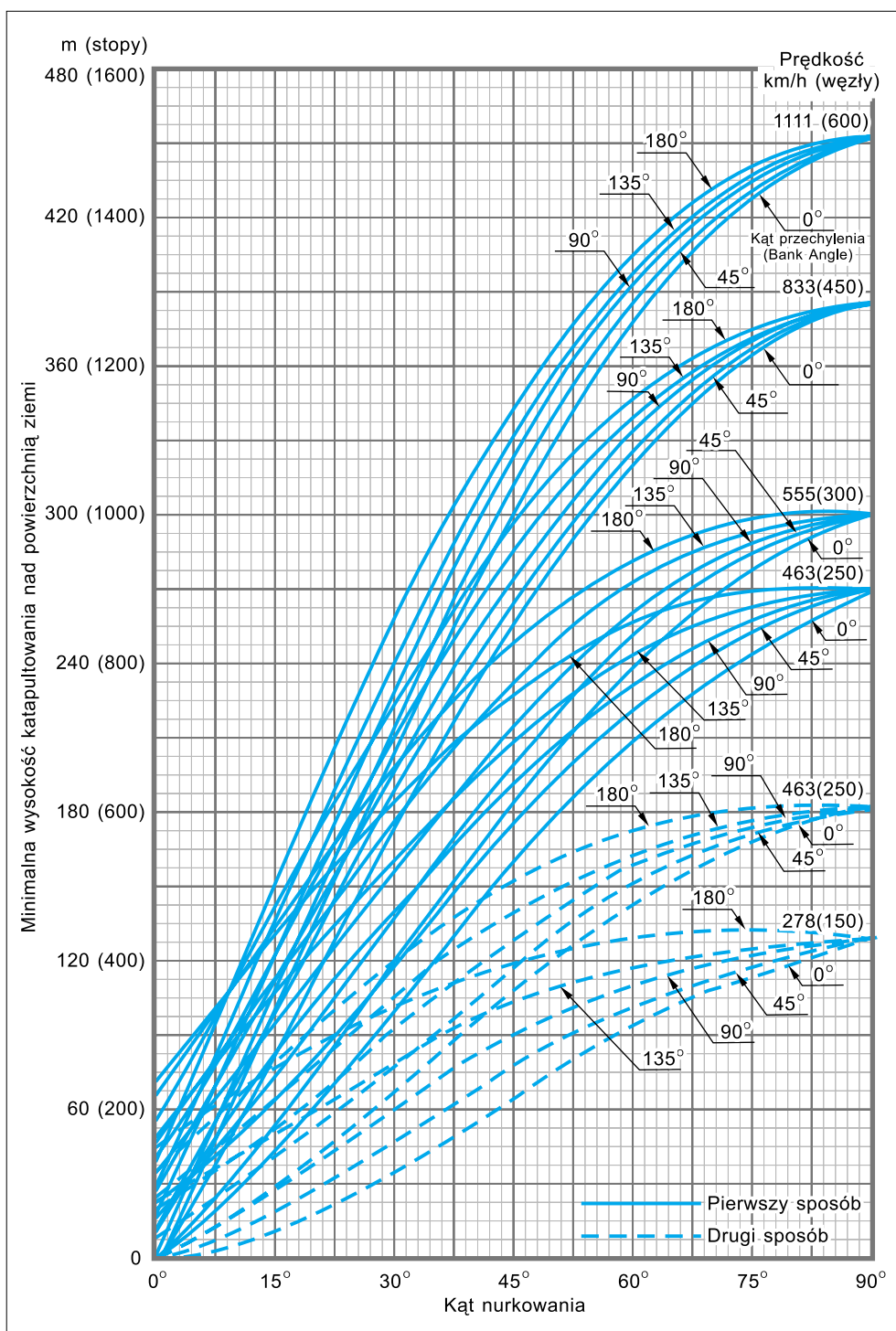


rakterystycznego dla trzeciego sposobu katapultowania, przy bardzo dużej prędkości samolotu minimalna bezpieczna wysokość katapultowania się zwiększa.

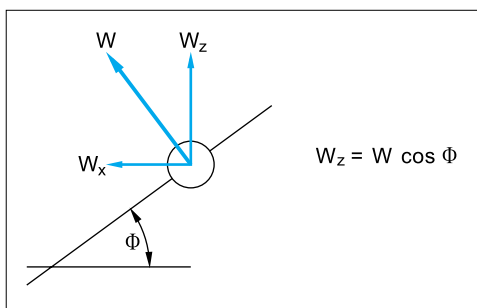
Na rys. 9 przedstawiono poszczególne fazy katapultowania w locie poziomym podczas katapultowania pierwszym i drugim sposobem.



Rys. 11. Minimalna wysokość katapultowania w zależności od kąta zniżania lub nurkowania i od prędkości samolotu F-16C



Rys. 12. Minimalna wysokość katapultowania w zależności od kątów przechylenia i pochylenia samolotu dla różnych prędkości F-16C



Rys. 13. Składowe prędkości wyrzutu układu pilot-fotel w locie z przechyleniem

Minimalna wysokość katapultowania w locie ze zniżaniem została przedstawiona na rys. 10. W tym przypadku układ pilot-fotel po opuszczeniu samolotu zachowuje prędkość V nadaną przez samolot, a zatem na układ pilot-fotel działa pionowa składowa tej prędkości, wyrażająca prędkość opadania $-V_z$. Prędkości $-V_z$ przeciwdziała składowa prędkości wyrzutu fotela W_z . We wszystkich przypadkach katapultowania prędkość $-V_z$ powoduje zwiększenie minimalnej wysokości katapultowania, gdyż zmniejsza wysokość, na którą fotel ponad powierzchnię ziemi wynosi energię wyrzutu wygenerowaną przez silniki rakietowe. Okazuje się, że podczas znacznego zniżania samolotu prędkość $-V_z$ może być większa niż prędkość wyrzutu fotela i wówczas fotel po opuszczeniu samolotu natychmiast opada (rys. 11).

Na przedstawionych wykresach widać różnicę między wartościami minimalnej wysoko-

ści katapultowania pierwszym i drugim sposobem.

Wpływ przechylenia samolotu na minimalną wysokość katapultowania przedstawia rys. 13. Podobnie jak w wypadku katapultowania w locie nurkowym, podczas katapultowania w locie z przechyleniem w linii grawitacji działa tylko składowa pionowa prędkości wyrzutu układu pilot-fotel, której wielkość zależy od kąta przechylenia. Jeśli kąt przechylenia wynosi 90° , składowa ta wynosi zero.

Zależność minimalnej wysokości katapultowania od kąta przechylenia i kąta pochylenia samolotu dla różnych prędkości samolotu przedstawia rys. 12. I na tym rysunku dostrzeżę się wyraźną różnicę między minimalną wysokością katapultowania pierwszym i drugim sposobem.

Na podstawie wniosków z badań wypadków lotniczych można wskazać pilotom, którzy latają na samolotach wyposażonych w fotel tzw. 0-0, by w locie każdego rodzaju – z wyłączeniem lotu poziomego i wznoszącego, bez przechylenia – a szczególnie w locie ślizgowym, podczas przedłużających się prób uruchomienia silnika po jego zgaśnięciu traktowali ten fotel jako klasyczny i nie zwlekali z katapultowaniem.

Bibliografia

1. „Flight Manual F-16C/D”.
2. Milkiewicz A.: *Minimalna wysokość pomyślnego katapultowania*. „Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1971, nr 1, s. 12.

The author presents the appliances in the cockpit of an aircraft, the so-called environment steering system, and different ways of ejecting.