



## Silniki rakietowe foteli katapultowych samolotów bojowych (analiza rozwiązań konstrukcyjnych)

Bogdan ZYGMUNT\*, Tomasz KRAJEWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa,  
ul. Gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

\* autor korespondencyjny, e-mail: bogdan.zygmunt@wat.edu.pl

Artykuł wpłynął do redakcji 06.03.2014. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 16.05.2014

**Streszczenie.** W artykule porównano cechy konstrukcyjne oraz parametry balistyczne silników rakietowych foteli katapultowych współczesnych samolotów bojowych. Autorzy dysponowali danymi z prowadzonych badań własnych oraz zebranymi danymi literaturowymi. Własne badania dotyczą foteli typu KM1M, K-36DM (produkcji rosyjskiej) oraz foteli Mk10 (produkcji brytyjskiej). Dane literaturowe zebrano o fotelu ACES II (USA) oraz VS (produkcji czeskiej). W konkluzji pracy stwierdzono, że fotele o różnorodnej konstrukcji i różnej masie charakteryzują się zbliżonymi parametrami kinematycznymi w trakcie katapultowania, co wynika z uwarunkowań fizjologicznych organizmu pilota poddanego dużym przeciążeniom.

**Słowa kluczowe:** mechanika, fotel katapultowy, silnik rakietowy, ciąg rakietowy, ładunek napędowy

### 1. WSTĘP

Standardowym elementem wyposażenia współczesnych samolotów bojowych jest system katapultowania ratujący życie pilota w sytuacjach awaryjnych.

Artykuł został opracowany na podstawie referatu prezentowanego podczas XI Międzynarodowej Konferencji Naukowej IPOEX 2014, Ustroń 2-4 czerwca 2014 r.

Systemy katapultowania są zbudowane głównie z układów mechanicznych precyzyjnie realizujących swoje funkcje w ściśle określonej sekwencji czasowej i w szerokim zakresie warunków eksploatacji (temperatury, prędkości oraz wysokości lotu). Najbardziej zaawansowane technologicznie fotele katapultowe oznaczane są terminem H0V0, co oznacza ich zdolność do skutecznego ratowania pilota nawet w warunkach postoju samolotu na płycie lotniska. Ewakuacja pilota z uszkodzonego samolotu powinna odbyć się w możliwie najkrótszym czasie, jednakże bez nadmiernego narażania organizmu pilota na przeciążenie. Powszechnie stosowanym sposobem szybkiej ewakuacji jest wykorzystanie energii ładunków prochowych [1-7], które wytwarzają krótki impuls siły w celu wysunięcia fotela z pilotem poza kabinę, a następnie wywołują krótkotrwały ciąg raketowy w celu wyniesienia pilota na bezpieczną wysokość. Na podstawie wieloletnich doświadczeń fizjologicznych przyjmuje się, że przeciążenie oddziałujące w czasie 0,1-0,2 sekundy na organizm zdrowego człowieka nie może przekraczać wartości 20 (relacja z przyspieszeniem ziemskim) [8, 9].

Silniki raketowe foteli katapultowych charakteryzują się różnorodną konstrukcją specyficzną dla każdego z producentów. Umieszczone w nich prochowe ładunki napędowe odróżniają się masą, liczbą i kształtem ziaren prochowych, wymiarami geometrycznymi oraz właściwościami balistycznymi. Wspólny dla wszystkich konstrukcji jest przedział wartości parametrów kinematycznych, jakie mają być uzyskane dla fotela z pilotem, wyznaczone przez ograniczenia fizjologiczne wytrenowanego organizmu ludzkiego.

## 2. ROZWÓJ KONSTRUKCJI FOTELI WYRZUCANYCH

Pierwsze fotele wyrzucane zastosowano w niemieckich myśliwcach He-219 w ostatnich latach II wojny światowej. Wydłużony cylinder z ruchomym tłokiem zasilany był sprężonym powietrzem ze zbiornika, w późniejszych wersjach stosowano wyłącznie ładunki prochowe. Ruchomy tłok dynamicznie wynosił fotel z pilotem poza kadłub samolotu. Czas działania takiej „katapulty” wynosił ok. 0,2 s, a przeciążenie nie przekraczało wartości 10. Przykładem foteli z jednostopniowym napędem są konstrukcje światowego lidera w tej dziedzinie firmy Martin-Baker, wersji Mk1 do Mk5 opracowane w latach 1945-1965 oraz stosowany w samolotach Iskra czeski fotel SK. Do poprawnego zadziałania fotela wyrzucanego wymagana była minimalna wysokość katapultowania wynosząca co najmniej 200 m oraz prędkość pozioma samolotu co najmniej 150 km/godz.

Druga generacja foteli wyrzucanych charakteryzowała się dwustopniowym napędem nadającym fotelowi z pilotem większą prędkość maksymalną (względem samolotu) na poziomie 40 m/s. Drugim stopniem napędu jest silnik raketowy uruchamiany po zadziałaniu katapulty i nadający fotelowi z pilotem przyspieszenie o wartości 12-19 przez czas 0,2-0,4 s.

Bardziej zaawansowane fotele drugiej generacji spełniają warunek H0V0, co oznacza, że możliwa jest bezpieczna ewakuacja z samolotu stojącego na płycie lotniska. Przykładem foteli drugiej generacji są: KM1M (ZSRR) oraz Mk7 (Martin-Baker).

Od końca lat siedemdziesiątych XX w. stosowane są fotele trzeciej generacji (rys. 1), które mechanicznie są fotelami drugiej generacji (z napędem dwustopniowym) wyposażonymi w komputer zbierający dane z czujników i uwzględniający takie parametry ruchu, jak prędkość, przyspieszenie, rotacja, wysokość, masa układu w celu stabilizacji lotu fotela i wypracowania optymalnych komend dla automatyki chroniącej organizm pilota. Fotele trzeciej generacji są z reguły typu H0V0 (rys. 1), a najbardziej popularne to Mk14 (Martin-Baker, UK), K-36DM (Zvezda, Rosja) i ACES (MDC, USA). Zaawansowane są badania nad demonstratorem fotela wyrzucanego czwartej generacji, w którym zastosowano silnik rakietowy z czterema dyszami, każda o regulowanym ciągu, sterowanym sygnałami z komputera w celu stabilizowania lotu fotela.



Rys. 1. Fazy katapultowania fotela III generacji  
(<http://www.martin-baker.com/products>)

Fig. 1. Phases of the third generation seat ejection

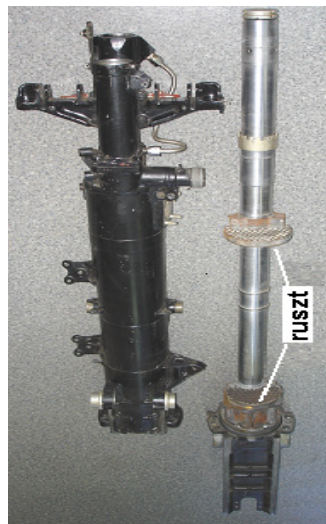
W różnych konstrukcjach silnik rakietowy fotela jest umieszczony pod siedzeniem lub za oparciem fotela i jest wyposażony w jedną, dwie lub więcej nieruchomych dysz wytwarzających ciąg rzędu 20 kN, kierujący fotel w górę i ukośnie w kierunku ruchu samolotu.

### 3. SILNIK RAKIETOWY FOTEŁA KM1M

Samoloty myśliwskie MiG-21 latają w lotnictwie wojskowym od ponad pół wieku, a zmodernizowane wersje są użytkowane obecnie w siłach powietrznych wielu państw. Ocenia się, że wyprodukowano ponad 10 tysięcy maszyn dla sił powietrznych ponad 50 krajów.

Zastosowany w tym samolocie fotel katapultowy KM1 podlegał modernizacji z zachowaniem głównych cech konstrukcyjnych. W Wojskowej Akademii Technicznej dokonano modernizacji ładunków prochowych (PZM) do silnika raketowego fotela KM1M na potrzeby firmy lotniczej AEROFINA S.A. z Bukaresztu, dostarczającej wyposażenie samolotów siłom powietrznym kilku krajów [5-7]. Modernizacja polegała na zastosowaniu nowego katalizatora do paliwa raketowego oraz zmianie wymiarów geometrycznych ładunków prochowych, co miało wpływ na ustabilizowanie procesu palenia w podwyższonej temperaturze (do 60°C) oraz na wydłużenie czasu palenia przy znaczącym obniżeniu ciśnienia w komorze silnika. Należy dodać, że powyższe zmiany dotyczyły wyłącznie właściwości paliwa raketowego oraz wymiarów ładunków, bez ingerencji w konstrukcję silnika raketowego fotela.

Na rysunku 2 przedstawiono rozmontowany silnik raketowy fotela KM1M, który jest umieszczony za oparciem fotela pilota. Na rysunku 3 przedstawiono fragment dolnej części silnika raketowego z widoczną parą dysz wylotowych.



Rys. 2. Główne elementy silnika raketowego fotela KM1M: korpus silnika i maszt katapulty z dwoma rusztami (fot. autorów)

Fig. 2. Main parts of KM1M ejection seat rocket motor: body of the motor and the axis with two grids



Rys. 3. Dolna część silnika raketowego fotela KM1M z widocznymi dyszami (fot. Draken International, USA)

Fig. 3. The lower part of KM1M ejection seat rocket motor with a visible two nozzles

Badania balistyczne silnika raketowego dla partii ładunków napędowych PZMM, wyprodukowanych przez ZPS Jasło w ramach kontraktu handlowego, zostały przeprowadzone w AEROFINA S.A. Przedstawione wyniki ciągu silnika w skrajnych temperaturach eksploatacji dotyczą ładunków zmodernizowanych (rys. 4 i 5), które charakteryzują się stabilniejszym spalaniem w wyższej temperaturze oraz niższymi wartościami wywołującymi mniejsze przeciążenia oddziałujące na pilota.



Rys. 4. Ładunki PZMM do silnika fotela KM1M (fot. autorów)

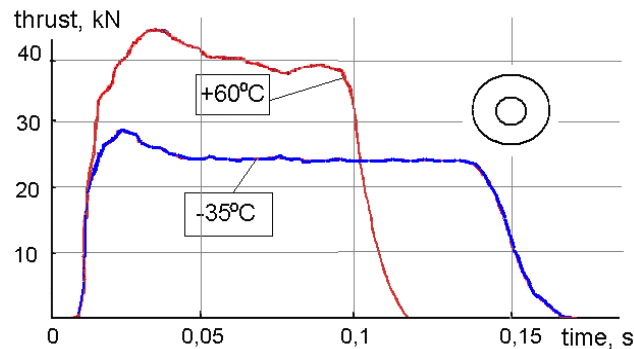
Fig. 4. PZMM propelling charges for KM1M ejection seat rocket motor



Rys. 5. Powierzchnie czołowe ładunków napędowych: PZM (dolny) i PZMM (fot. autorów)

Fig. 5. Shape of propelling charges PZM (lower) and PMM (upper)

Na rysunku 6 przedstawiono wykresy ciągu silnika fotela KM1M zawierającego komplet jedenastu zmodernizowanych ładunków (PZMM) przeprowadzone w skrajnych temperaturach eksploatacji. Badania zostały wykonane przez AEROFINA S.A. (Rumunia). W porównaniu z ładunkami tradycyjnymi (PZM), nastąpiło znaczne obniżenie wartości maksymalnej ciągu mierzonego w temp.  $+60^{\circ}\text{C}$ , co jest szczególnie korzystną cechą zmodernizowanych ładunków wykonanych z nowego paliwa raketowego, ponieważ powoduje zmniejszenie przeciążenia oddziałującego na organizm pilota.

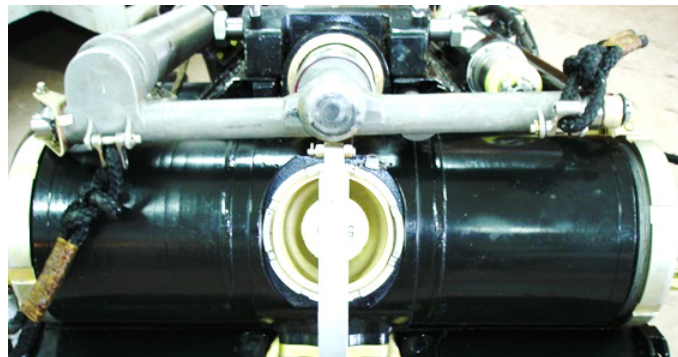


Rys. 6. Ciąg silnika raketowego fotela KM1M z ładunkami PZMM w temp.  $+60^{\circ}\text{C}$  i  $-35^{\circ}\text{C}$  [7]

Fig. 6. Diagram of thrust vs. time for KM1M ejection seat rocket motor at different temperature

#### 4. SILNIK RAKIETOWY FOTEŁA K36DM

Fotel katapultowy K36DM jest nowoczesnym systemem, sprawdzonym w wielu sytuacjach awaryjnych. W ten system ratunkowy wyposażone są rosyjskie samoloty bojowe, m.in. Mig-29, Mig-31, Su-22 i Su-27. Fotel katapultowy K36DM wyposażony jest w silnik raketowy o cylindrycznym kształcie, zamontowany pod siedzeniem pilota fotela, z jedną dyszą umieszczoną symetrycznie w powierzchni bocznej. Na rysunku 7 przedstawiono silnik raketowy fotela K36DM, sfotografowany od dołu. Przez zakręcane pokrywy denne wkładane są wiązki ładunków napędowych PZAM (rys. 8), po 25 sztuk z każdej strony.



Rys. 7. Silnik raketowy fotela K36DM umieszczony pod siedzeniem fotela. Widoczna dysza silnika w środkowej części komory spalania (fot. autorów)

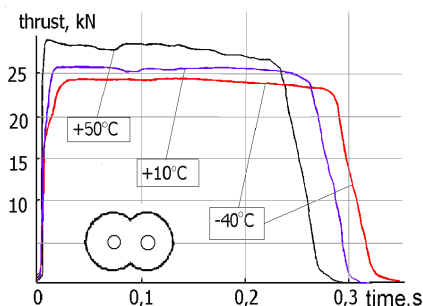
Fig. 7. K36DM ejection seat rocket motor located under a pilot's seat. At the centre of the motor chamber the nozzle is visible

Przeprowadzono badania porównawcze ładunków napędowych oryginalnych z ładunkami opracowanymi i wyprodukowanymi w kraju. Badania te wykonano wspólnie z Instytutem Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie. Z uwagi na pełną zgodność wyników badań balistycznych, na rysunku 9 przedstawiono wykresy ciągu uzyskane dla silnika rakietowego z ładunkami napędowymi produkcji krajowej.



Rys. 8. Ładunki napędowe silnika rakietowego fotela K-36DM (fot. autorów)

Fig. 8. PZAM propelling charges for K36DM ejection seat rocket motor



Rys. 9. Ciąg silnika rakietowego fotela K-36DM w różnych temperaturach [7]

Fig. 9. Diagram of thrust vs. time for K36DM ejection seat rocket motor at different temperature

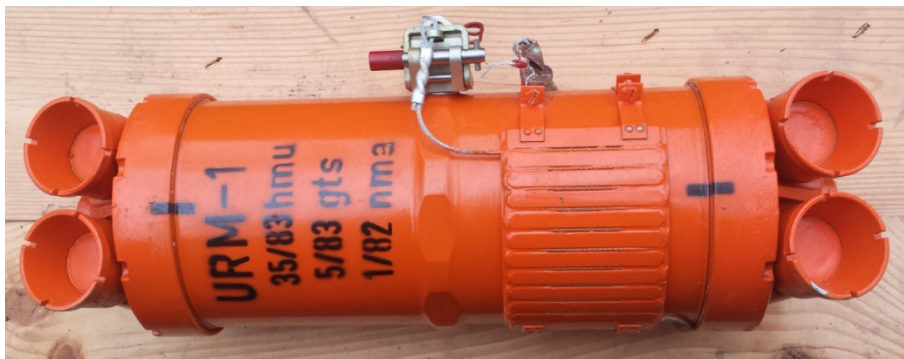
## 5. SILNIK RAKIETOWY FOTELI VS BRI

Fotele VS 1/2 produkcji czeskiej montowane w samolotach L-59 i L-159, wyposażone są w silniki rakietowe typu URM (1 lub 2) wytwarzane w zakładach Explosia w Pardubicach. Fotele VS 2 montowane są do samolotów szkolno-bojowych Aero L-159, których poprzednik L-39 Albatros służył w siłach powietrznych kilkunastu państw. Ponad dwa tysiące egzemplarzy zakupiły ZSSR oraz inne kraje Układu Warszawskiego (oprócz Polski) do podstawowego i zaawansowanego szkolenia pilotów myśliwców.

Silnik rakietowy fotela VS składa się z komory o cylindrycznym kształcie oraz dwóch par dysz umieszczonych w dnach komory spalania (rys. 10). Silnik zawiera 38 sztuk ziaren prochowych o średnicy zewn./wewn. 23/9 mm i długości 123 mm. Masa pojedynczego ziarna wynosi 68 g. Zapłon ładunków jest umieszczony w środkowej części komory spalania, a ładunki inicjowane są poprzez zapłon prochu czarnego umieszczonego w bawełnianym woreczku. Silnik rakietowy VS 1/2 jest zamontowany pod siedzeniem fotela pilota.

Dzięki względnie dużej produkcji samolotów L-39 oraz L-159 możliwe było prowadzenie prac nad unowocześnieniem systemu ratunkowego i w roku 2005 zakończono program modernizacji fotela VS 2, który osiągnął klasę H0V0.

Czas pracy silnika raketowego charakteryzuje dość duża zależność od temperatury, jest to jednak wynikiem zastosowania nieoptymalnego paliwa na ładunki napędowe. Autorzy nie uzyskali od producenta wzorcowego wykresu ciągu silnika w czasie, jednakże podano dostępne fabryczne wartości ciągu i czasu pracy silnika, co pozwoliło oszacować impuls całkowity ciągu silnika raketowego URM 1/2 (tablica 1).



Rys. 10. Silnik raketowy URM-1 do fotela VS 1 BRI produkcji czeskiej. Dwie pary dysz widoczne w dnach komory silnika (fot. autorów)

Fig. 10. URM-1 rocket motor for the Czech made VS BRI ejection seat. Two pair nozzles visible at the motor chamber bottoms

## 6. SILNIK RAKIETOWY FOTELI KATAPULTOWYCH FIRMY MARTIN-BAKER

Charakterystyczną dla tej konstrukcji cechą jest wielokomorowy silnik raketowy. Silnik fotela nie ma jednej komory spalania mieszczącej wszystkie ładunki napędowe, tak jak w innych konstrukcjach, np. w fotelu KM1M. Ładunki napędowe o kilku różnych długościach oraz identycznym przekroju umieszczone są w oddzielnych komorach usytuowanych w tylnej części fotela i połączonych zbiorczym kolektorem gazów prochowych z dwoma lub trzema parami dysz zamontowanych w kolektorze. Taki wielokomorowy, płaski w kształcie silnik raketowy jest zamontowany pod siedzeniem fotela (rys. 11).

Autorzy wykonali w mikrosilnikach badania balistyczne polskich pojedynczych ładunków napędowych do silnika raketowego fotela SC-HV-00 produkcji rumuńskiej firmy AEROFINA S.A., wykonanego na licencji firmy Martin-Baker, odpowiednika fotela Mk10. Fotel katapultowy SC-HV-00 produkcji rumuńskiej jest stosowany w samolotach szkolno-bojowych IAR-93 oraz IAR-99 eksploatowanych przez siły powietrzne Rumunii i Serbii. Na rysunku 12 przedstawiono ładunki do silnika raketowego fotela SC-HV-00, a na rysunku 13 – przebiegi ciągu silnika w skrajnych temperaturach eksploatacji.



Badania silników z polskimi ładunkami napędowymi zostały wykonane przez AEROFINA S.A. (Rumunia). Parametry balistyczne, jakie wykazuje rumuński silnik licencyjny, są identyczne z parametrami oryginalnego silnika raketowego fotela Mk10.



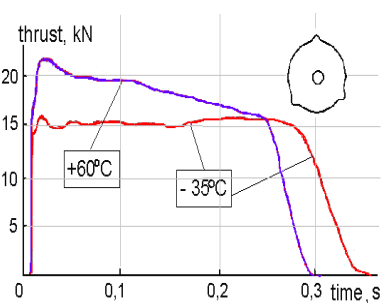
Rys. 11. Wielokomorowy silnik raketowy (górne zdjęcie) fotela Mk7 firmy Martin-Baker umieszczony pod siedzeniem pilota (z prawej) (<http://www.ejectionsite.com>)

Fig. 11. Multichamber rocket motor of the Martin-Baker Mk7 ejection seat (left) located under a pilot's seat (right)



Rys. 12. Ładunki napędowe typu C III do silnika fotela SC-HV00 produkcji AEROFINA S.A. Bukareszt (fot. autorów)

Fig. 12. CIII propelling charges for the Romanian SC-HV00 ejection seat rocket motor



Rys. 13. Ciąg silnika raketowego fotela SC-HV-00 w skrajnych temperaturach [7]

Fig. 13. Diagram of thrust vs. time for SC-HV00 ejection seat rocket motor at different temperature

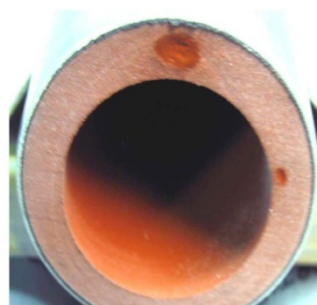
## 7. SILNIK RAKIETOWY FOTEŁA ACES II

Fotel ACES II firmy McDonnell-Douglas Corp. opracowano w połowie lat 70. XX w. jako fotel III generacji [9-12]. Podobnie jak w fotelu KM1M, cylindryczny silnik raketowy o wydłużonym kształcie, z dwoma sąsiadującymi dyszami w dolnej części, jest umocowany za oparciem fotela (rys. 14). Konstrukcja zawiera kilka innowacyjnych rozwiązań, m.in. dodatkowy ruchomy silnik raketowy z wektorowaniem ciągu, umocowany pod siedzeniem fotela, przeznaczony do korekcji pochylenia fotela w locie. Katapulta pirotechniczna uruchamiana w pierwszej fazie ruchu fotela jest umieszczona osiowo symetrycznie wewnątrz silnika raketowego i działa na zasadzie teleskopu wysuwanego ciśnieniem gazów ładunku prochowego. Po wyniesieniu fotela na wysokość ok. 1 m w czasie 0,2 s odpalany jest ładunek napędowy silnika raketowego, który pracuje 0,3-0,4 s [11] i nadaje fotelowi z pilotem prędkość końcową ok. 35 m/s. Ładunek napędowy silnika raketowego o grubości ok. 10 mm jest przymocowany do zewnętrznej powierzchni wydłużonej komory spalania (rys. 15). Zarówno ładunek napędowy silnika raketowego, jak i ładunek prochowy pionaboju katapulty są wykonane z paliwa heterogenicznego (*composite propellant*) [12], co umożliwia poszerzenie temperatury eksploatacji w porównaniu do innych typów foteli (tabela 1).



Rys. 14. Widok silnika fotela ACES II z dwiema dyszami po katapultowaniu doświadczalnym (z lewej) [13]

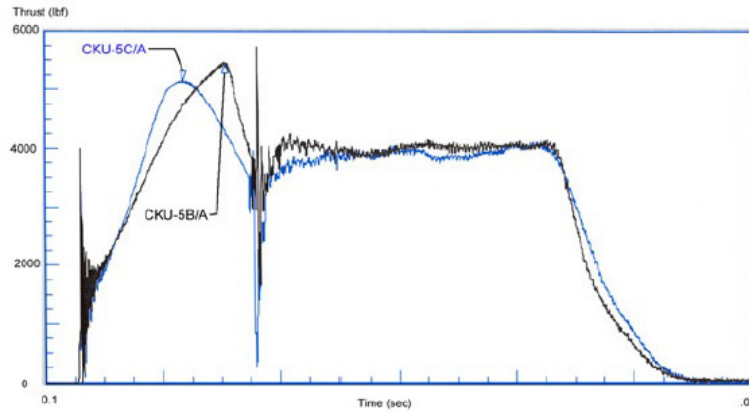
Fig. 14. View of the back of the ACES II ejection seat after ejection. Visible the rocket motor with two nozzles



Rys. 15. Przekrój komory silnika raketowego fotela ACES II [12]

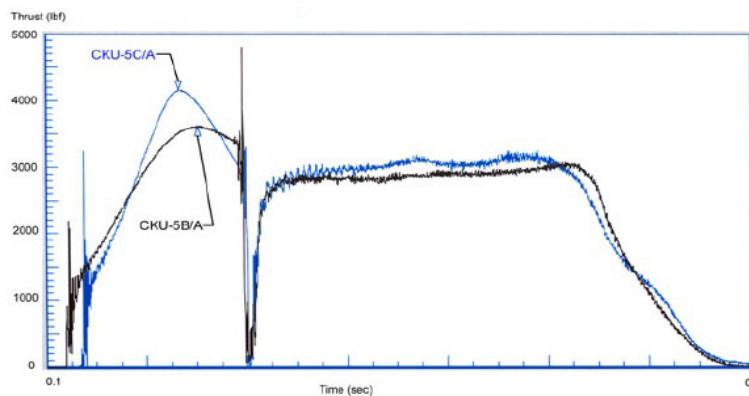
Fig. 15. Cross-section of the ACES II ejection seat rocket motor chamber

Na rysunkach 16 i 17 przedstawiono przebiegi ciągu w czasie dla pierwszego i drugiego stopnia napędowego, mierzone w skrajnych temperaturach eksploatacji fotela ACES II. Są to skopiowane ze źródła lit. [13] przebiegi ciągu podanego w jednostkach funt siła (0,45 kG). W fotele ACES II są wyposażone samoloty F-16 znajdujące się od kilku lat w polskich Siłach Powietrznych.



Rys. 16. Ciąg katapulty i silnika fotela ACES II w temp. +74°C [13]

Fig. 16. Thrust of a catapult and rocket motor of ACES II ejection seat at temp. +74°C



Rys. 17. Ciąg katapulty i silnika fotela ACES II w temp. -54°C [13]

Fig. 17. Thrust of a catapult and rocket motor of ACES II ejection seat at temp. -54°C

## 8. PODSUMOWANIE

W tabeli 1 podano parametry techniczne i balistyczne omawianych wyżej typów foteli katapultowych. Zamieszczone dane balistyczne zebrano z badań wykonanych przez autorów pracy oraz przytoczono dane z różnych źródeł pochodzących zarówno od producentów systemów ratunkowych, jak i jednostek testujących parametry kinematyczne foteli.

Najstarszą konstrukcją jest fotel KM1M, który narażał pilota na duże, lecz krótkotrwałe przeciążenia. Uwzględniając fizjologiczne ograniczenia organizmu ludzkiego, następna generacja foteli katapultowych – zarówno produkcji rosyjskiej, jak i wzorowanej na brytyjskim rozwiązaniu – charakteryzuje się wyższym stopniem zapewnienia bezpieczeństwa w sytuacji awaryjnej. Nowsze konstrukcje foteli każdej z analizowanych firm stwarzają mniejsze obciążenia organizmu pilota, nie przekraczającego przeciążenia o wartości 15, nie trwającego jednak dłużej niż przez 0,3 sekundy. Wymienione fotele katapultowe są konstrukcjami należącymi do klasy HOV0 i zajmują dominującą pozycję na rynku światowym, oprócz Chin, które ostatnio również opracowały i wdrożyły do produkcji własny fotel klasy HOV0.

Tablica 1. Dane techniczne i balistyczne foteli katapultowych

Table 1. Technical and ballistic data of ejection seats

Typ fotela	KM1M	K-36DM	SC-HV-00	SK 1/2	ACE SII	Mk 16
Masa fotela, [kg]	135	145	90	80	57	89
Masa ładunku prochowego, [kg]	2,1	3,75	2,8	2,58	ok. 2,5	2,8
Ciepło spalania, [kJ/kg]	4400	3600	4400	3800	4600	4400
Impuls całkowity, [kNs]	4,0	7,0	5,0	5,0	5,0	5,0
Ciąg maks., [kN]	45	30	26	25	18	25
Ciąg średni, w temp. 15°C, [kN]	32	25	18	23	16	18
Przeciążenie maks., [a/g]	19	12,5	13,5	15	12	13
Ciśnienie maksymalne w silniku, [MPa]	26	25	30	16	10	25
Ciśnienie średnie, [MPa]	16	10	14	12	10	15
Czas pracy, [s]	0,10-0,18	0,25-0,35	0,22-0,32	0,2-0,36	0,3-0,4	0,2-0,3
Zakres temp. pracy, [°C]	-35 +60	-50 +50	-35 +60	-60 +60	-54 +74	-35 +60

Charakter szczególnej roli, jaką odgrywają ładunki napędowe w silniku rakietowym fotela katapultowego, którego zadaniem jest nadać układowi z człowiekiem prędkość ok. 40 m/s w czasie ułamka sekundy, narzuca rygorystyczne ograniczenia na rozrzut właściwości balistycznych ładunków napędowych w szerokim zakresie temperatur, zwykle od  $-50^{\circ}\text{C}$  do  $+60^{\circ}\text{C}$ .

Silniki rakietowe foteli katapultowych charakteryzują się różnorodną konstrukcją specyficzną dla każdego z producentów. Umieszczone w nich prochowe ładunki napędowe odróżniają się masą, liczbą i kształtem ziaren prochowych, wymiarami geometrycznymi oraz właściwościami balistycznymi. Wspólny dla wszystkich konstrukcji jest przedział wartości parametrów kinematycznych, jakie mają być uzyskane dla fotela z pilotem, wyznaczone przez ograniczenia fizjologiczne wytrenowanego organizmu ludzkiego.

## LITERATURA

- [1] Szajnar W., Wojtkowiak W., *Problems of Crew Safety in Emergency Cases (in Polish)*, edited by Bil-Graf, Warsaw, 1999.
- [2] Zygmunt B., Propelling charges for ejection seats of aircrafts (*in Polish*), *Proceedings of the V International Armament Conference*, ed. CD, Waplewo, 9-11.10.2004, pp. 1191-1200, 2004.
- [3] Zygmunt B., Motyl K., Modernization of propelling charges for MiG-21 ejection seats (*in Polish*), *Proceedings of the VI International Armament Conference*, Waplewo, 11-13.10.2006, ed. CD, pp. 1151-1164, 2006.
- [4] Zygmunt B., Motyl K., Surma Z., Ballistic properties of propelling charges for ejection seats of modern aircrafts (*in Polish*), *Biuletyn WAT*, 57, 3, 97-11, 2008.
- [5] Zygmunt B., Buler W., Długołęcki A., Badania właściwości balistycznych silników rakietowych foteli katapultowych współczesnych samolotów bojowych, *Problemy mechatroniki. Uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa*, nr 1(1), s. 69-77, 2010.
- [6] Zygmunt B., Study of propelling charges for ejection seats, *Proceedings of International Autumn Seminar on Propellants Explosives and Pyrotechnics*, 22-25.10.2009, Kunming, China, pp. 277-282, 2009.
- [7] Zygmunt B., Research of ballistic properties of propelling charges for ejection seats, *Proceedings of Insensitive Munition and Explosive Material Technology Symposium*, NDIA, Munich, Germany, 11-14.10.2010, CD edition, p. 7, 2010.
- [8] <http://www.ejectionseat.com>
- [9] Specker L., Plaga J., Santi V., *Ejection Seat Capabilities to Meet Agile Aircraft Requirements*, RTO Technical Report 15 *Human Consequences of Agile Aircraft*, St. Joseph, Ottawa, pp.121-129, 2001.

- [10] Blachowski T., Travis T., *CAD/PAD Laser Ignitability Programs at the Indian Head Division, Naval Surface Warfare Center, SAFE – Europe*, 30-31.03.2010.
- [11] Wheeler C., Reese M., Briscoe T., CKU-5C/A rocket catapult ACES II sled test program, *Proceedings of the 42th SAFE Association Symp.*, Salt Lake City, Utah, 27-28.08.2004, pp. 114-121, 2004.
- [12] Bryant W.F. et al., Investigation of low-density radiographic artifacts in R45M-based aircrew-escape propellant charges, *The 9th CAD/PAD Technical Exchange Workshop*, College of Southern Maryland La Plata, MD, 22-24.05.2012.
- [13] Wheeler C., Reese M., Briscoe T., CKU-5C/A rocket catapult acs ii sled test program, *Proc. of the 42th Annual SAFE Association Symp.*, Salt Lake City, Utah, 27-28.09.2004, pp. 113-121, 2004.

## **Ejection Seat Rocket Motors of Aircrafts – Analysis of Construction**

Bogdan ZYGMUNT, Tomasz KRAJEWSKI

**Abstract.** A comparison of structural features and ballistic parameters of rocket motors of ejection seats has been made for contemporary combat aircrafts. The authors had the data obtained from their own researches and of collected literature data. The own investigations concerned KM1M, K-36D (Russian made), and Mk10 (British made) ejection seats. Literature data of ACES II (US made) and VS (Czech made) and other ejection seats were collected from websites. In conclusion, it has been stated that ejection seats of various constructions and masses are described by similar kinematic parameters of the ejection process, what results from physiological limitations of pilot organism subjected to a high overload.

**Keywords:** mechanics, ejection seat, rocket motor, thrust, propelling charge, thrust