

PNEUMATYCZNA WYRZUTNIA STARTOWA BEZPILOTOWYCH SAMOLOTÓW

ANDRZEJ MOLDENHAWER, WITOLD PERKOWSKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W artykule przedstawiono skrótowo przebieg przeprowadzonych w ILot prac nad zaprojektowaniem, zbudowaniem i przetestowaniem pneumatycznej wyrzutni startowej WP1. Została ona opracowana na potrzeby rodziny samolotów bezpilotowych zaprojektowanych, zbudowanych i użytkowanych w ITWL.

Słowa kluczowe: bezpilotowy samolot (BS) rozpoznawczy, bezpilotowy aparat latający (BAL), latający cel, wyrzutnia startowa BAL, wyrzutnia pneumatyczna BS.

WSTĘP

W ostatnich latach obserwuje się bardzo dynamiczny rozwój bezpilotowych aparatów latających (BAL), któremu sprzyja postęp w dziedzinie miniaturowych układów sterowania, obserwacji i łączności. Chociaż wśród BAL spotyka się aparaty najróżniejszych typów, w tym coraz liczniejsze wiropląty, a nawet ornitoptery, najliczniejszą grupą wciąż pozostają samoloty. Wiele z tych samolotów, z powodu swojej masy i rozmiarów uniemożliwiających start z ręki, a także dużego obciążenia powierzchni nośnej i ciągu, wymaga wspomagania podczas startu, które zapewnia np. wyrzutnia startowa. Bardzo duża rozpiętość mas startowych samolotów bezpilotowych sprawia, że stosowane są bardzo różne wyrzutnie startowe: od stosunkowo prostych, gumowych, po dość złożone, hydropneumatyczne. Nie istnieje, co prawda, jakiś optymalny rodzaj wyrzutni - każdą projektuje się do określonych zadań, jednak wyrzutnia pneumatyczna jest jedną z najbardziej uniwersalnych¹. Rozpoczynając w ILot projektowanie wyrzutni startowej, po przeanalizowaniu stawianych jej wymagań (opracowanych wspólnie z ITWL) oraz wad i zalet wyrzutni różnych typów, zdecydowano, że będzie to właśnie wyrzutnia pneumatyczna.

¹ W latach 2004 -2007 realizowany był w Instytucie Lotnictwa projekt pt: „Pneumatyczna wyrzutnia startowa dla małych samolotów bezpilotowych” finansowany przez MNiI. W ramach tego opracowania zaprojektowano, zbudowano i przetestowano prototyp wyrzutni w wersji WP1 (standard) i WP2 (wydłużona), dla której wzorem „idei” działania był modelowy egzemplarz wykonany przez A. Moldenhawera, wg jego pomysłu.

1. ZAŁOŻENIA WSTĘPNE I MODEL FUNKCJONALNY WYRZUTNI

Podstawowe, wstępne wymagania techniczne dla wyrzutni były następujące:

- a) masa samolotu [kg]/prędkość startowa [m/s]: 25/30 ÷ 30/40 ,
- b) maks. przyśpieszenie startowe: $\leq 10 g$,
- c) kąt uniesienia prowadnicy startowej (regulowany): $15^\circ \div 30^\circ$,
- d) min. przewyższenie punktu oderwania samolotu (względem ziemi): 2 m,
- e) start samolotu następuje z wózka, który zostaje wyhamowany na wyrzutni,
- f) zabudowa wyrzutni: na podwoziu - przyczepie holowanej przez np. samochód terenowy,
- g) maks. wymiary transportowe (długość/szerokość/wysokość) [m]: 7 / 2,5 / 2,5 ,
- h) masa całkowita (wyrzutnia z podwoziem, bez wyposażenia dodatkowego): $\leq 1200 kg$.

Po rozważeniu, na etapie koncepcji, kilku rodzajów napędu wyrzutni (między innymi gumowego i bezwładnościowego) wybrano napęd pneumatyczny, charakteryzujący się następującymi zaletami:

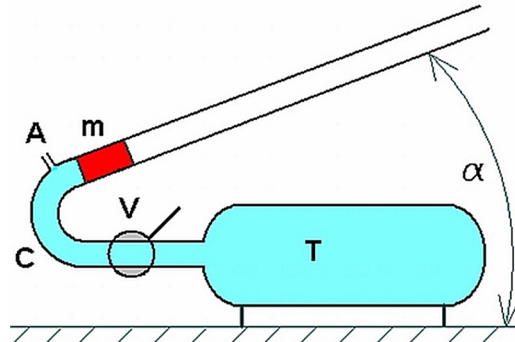
- pełna kontrola nad maksymalnym przyśpieszeniem startowym,
- szeroki zakres parametrów obsługiwanych samolotów (masa/prędkość startowa),
- stosunkowo prosta i lekka konstrukcja, niewielka masa elementów ruchomych,
- niewielka wrażliwość parametrów pracy na zmiany temperatury otoczenia,
- dosyć duża sprawność (z układem oszczędzania sprężonego powietrza ok. 50%).

Na bazie projektu koncepcyjnego został zbudowany, przez A. Moldenhawera, działający model funkcjonalny wyrzutni w skali ok. 1:2. Podczas prób modelu wystrzeliwano obciążnik w postaci drewnianego klocka o masie ok. 5 kg z prędkością zejścia z wyrzutni ok. 15 m/s. W czasie startu obciążnik rozpędzany był razem z wózkiem startowym, ciągniętym, za pośrednictwem stalowej linki, przez tłok napędowy, obciążony ciśnieniem powietrza. Sprężone powietrze zmagazynowane było w zbiorniku o pojemności ok. 40 dm³, a start odbywał się poprzez szybkie otwarcie zaworu głównego (tzw. „start z zaworu”), łączącego zbiornik zasilający z cylindrem, w którym poruszał się tłok napędowy. W konstrukcji tłoka napędowego wypróbowano kilka sposobów jego uszczelnienia i dopracowano uszczelnienie za pomocą nasmarowanych pierścieni filcowych. Pomiaru prędkości dokonywano za pomocą prototypowego układu optoelektronicznego (obciążnik, w końcowej fazie startu, przecinał 2 wiązki światła oddalone od siebie o 0,5m.

Po obliczeniach wstępnych wyrzutni było jasne, że najtrudniejszym zadaniem będzie wyhamowanie wózka startowego, model wyrzutni posłużył więc do wstępnych prób z dwoma układami hamowania: tarciovym (wózek startowy chwycił stalowe taśmy, a następnie wyciągał je pomiędzy zaciśniętych klocków hamulcowych) i pneumatycznym (wózek chwycił linkę na końcach której znajdowały się tłoki, umieszczone w cylindrach i obciążone ciśnieniem powietrza). Ostatecznie w prototypie wyrzutni WP1 zastosowany został hamulec pneumatyczny, który wydawał się prostszy w regulacji i eksploatacji, natomiast inaczej niż w modelu wyrzutni, zastosowano start z użyciem zaczepu trzymającego wózek startowy (tzw. „start z zaczepu”), zwalnianego zaraz po całkowitym otwarciu zaworu głównego.

2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY WYRZUTNI

Model posłużył do przeanalizowania wpływu różnych parametrów na osiągi wyrzutni. Model fizyczny wyrzutni składał się z kilku połączonych szeregowo elementów (Rys. 1) – zbiornika sprężonego powietrza (T), zaworu (V) oraz komory wstępnej (C) z otworem (A) symulującym nieszczelność układu, połączonej z nachylonym pod kątem (α) cylindrem, w którym porusza się masa (m), będąca zastępczą, zredukowaną masą wszystkich elementów wprawianych w ruch podczas startu (samolot, wózek, tłok, linka, rolki).



Rys. 1. Model fizyczny wyrzutni pneumatycznej

Na bazie opisanego modelu fizycznego utworzony został matematyczny model wyrzutni (zastosowano równanie stanu gazu doskonałego), za pomocą którego przeprowadzono szereg symulacji jej pracy. Zasadnicze wnioski wynikające z rezultatów symulacji były następujące:

- 1) wystarczająca objętość zbiornika zasilającego to 4m^3 ,
- 2) start samolotu powinien nastąpić możliwie szybko po otwarciu zaworu (mała zwłoka startowa jest ważniejsza niż duża szczelność w układzie napędowym).

3. KONSTRUKCJA WYRZUTNI

Konstrukcję wyrzutni WP1 przedstawiono na Fot. 1.

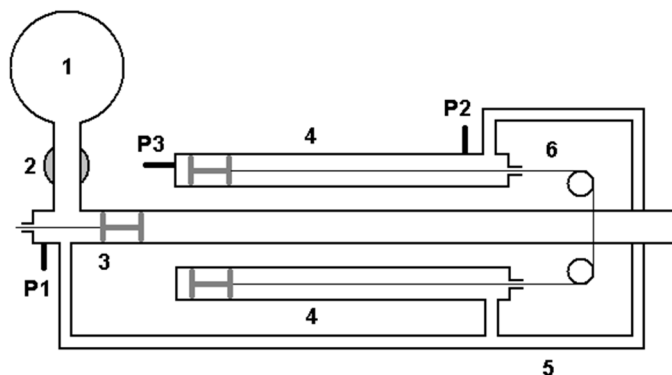


Fot. 1. Wyrzutnia WP1 z maksymalnie uniesioną belką startową (na wózku - obciążnik rurowy 25 kg)

Zasadnicze elementy konstrukcyjne wyrzutni to:

- podwozie kołowe (przyczepa holowana, jednoosiowa),
- prowadnica startowa, unoszona, połączona obrotowo z podwoziem,
- zespół zasilania (zbiornik sprężonego powietrza, przewód ciśnieniowy, zawór główny),
- zespół napędowy (cylinder, tłok napędowy, lina napędowa, rolki liny, wózek startowy),
- zespół hamowania wózka (lina hamująca z rolkami, cylindry i tłoki hamujące).

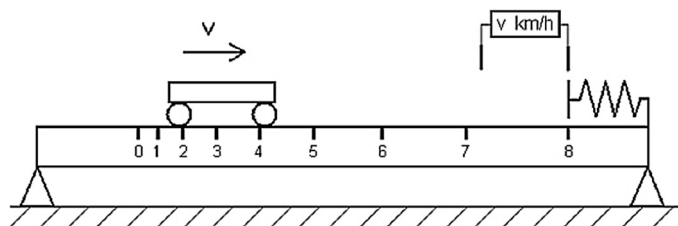
Najtrudniejszy do opracowania był układ hamowania wózka. Jego zadaniem jest wyhamowanie, na możliwie krótkiej drodze, wózka startowego tak, by nie uległ on uszkodzeniu, a jednocześnie by nastąpiło niezawodne oddzielenie startującego samolotu. Po analizie obliczeniowej oraz próbach na makiecie wyrzutni, w prototypie WP1 zastosowano pneumatyczny układ hamowania, którego podstawowymi elementami są: dwa cylindry hamulcowe, dwa tłoki hamujące oraz lina hamująca łącząca tłoki, rozpięta w poprzek toru, którą chwyta rozpędzony wózek startowy (ideowo przypomina to rozwiązania stosowane na lotniskowcach). Zasadę działania zastosowanego układu hamowania ilustruje schemat instalacji pneumatycznej wyrzutni, przedstawiony na Rys. 2.



Rys. 2. Schemat instalacji pneumatycznej prototypu wyrzutni WP1
 1 - zbiornik zasilający, 2 - zawór główny, 3 - tłok napędowy, 4 - cylindry hamulcowe,
 5 - trakt zasilania cylindrów hamulcowych, 6 - linka hamująca,
 P1, P2, P3 - czujniki ciśnienia (używane w trakcie prób wyrzutni)

4. PRÓBY DZIAŁANIA WYRZUTNI

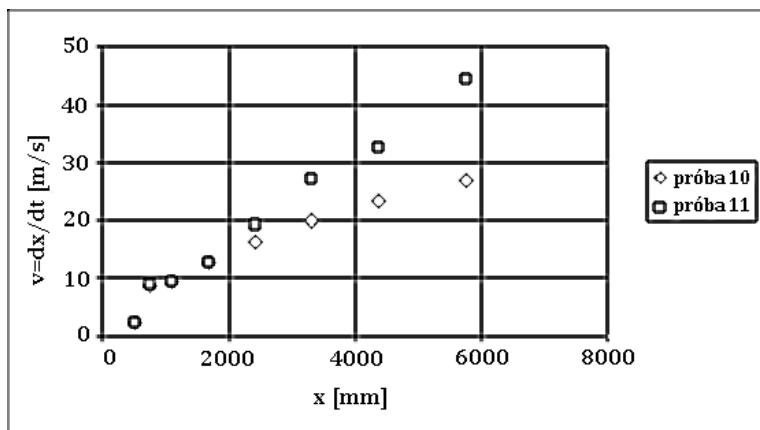
Zasadnicze próby wyrzutni przeprowadzono w Instytucie Lotnictwa. Polegały one na wystrzeliwaniu z wyrzutni obciążnika i rejestrowaniu w funkcji czasu położenia i prędkości wózka startowego oraz ciśnień P1, P2, P3 (w miejscach wskazanych na Rys. 2). W czasie prób posługiwano się 3 obciążnikami: najczęściej był to stalowy walec o masie ok. 21 kg, ale w użyciu była też stalowa rura (Fot. 2) o masie ok. 25 kg, oraz drewniana makietka samolotu także o masie ok. 25 kg. Zasadę pomiaru prędkości wózka przedstawiono na Rys. 3. Na torze rozpędzania rozstawionych jest kilka bramek optycznych. Bezpośrednio rejestrowany jest czas, po którym wózek przecina światło bramki, przy czym początek odliczania rozpoczyna się z chwilą przecięcia światła bramki startowej (zerowej). Na końcu odcinka rozpędzania umieszczony jest dodatkowy, działający na tej samej zasadzie, ale niezależny układ mierzący i wyświetlający prędkość startu (v) zmierzoną na odcinku kontrolnym 1 m.



Rys. 3. Schemat pomiaru położenia prędkości wózka startowego

Łącznie przeprowadzono ponad 40 prób wyrzutni, z obciążnikiem 21-25 kg w zakresie prędkości startu 20-40 m/s. Podczas próby nr 11 nastąpiła awaria wyrzutni. Przyczyną było to, że w pierwszej fazie startu obciążnik wysunął się z uchwytu i spadł z wózka startowego, który, pozbawiony obciążenia, osiągnął prędkość ok. 50 m/s zanim został wyłapany przez układ hamowania. Prędkość ta okazała się zbyt duża dla tego układu – gwałtowne szarpnięcie spowodowało zerwanie linki hamującej – sprawiła to bezwładność tłoków hamujących i samej linki. Straty były stosunkowo niewielkie – do naprawy nie nadawała się jedynie rama wózka startowego. Przeprowadzono modernizację wyrzutni, polegającą przede wszystkim na przekonstruowaniu uchwytów na wózku (wprowadzono blokady) oraz układu hamującego tak, by znosił większe prędkości startu (dopuszczalna, obliczeniowa prędkość startu wynosiła przed modernizacją 40 m/s, a po modernizacji wynosi 50 m/s).

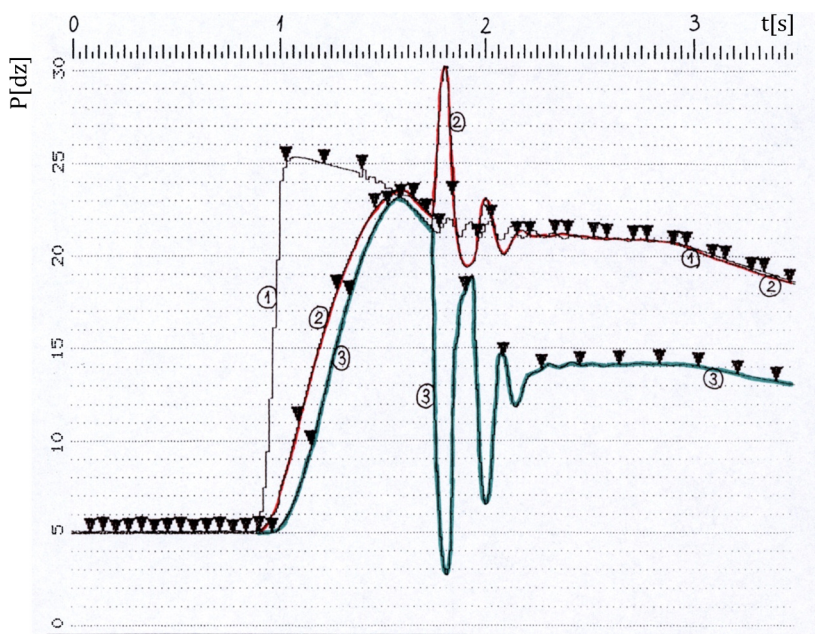
nr próby			10				11				12			
naciśnienie p [at]			4				4							
bramka	x [mm]	dx [m]	t	t [s]	dt [s]	dx/dt	t	t [s]	dt [s]	dx/dt	t	t [s]	dt [s]	dx/dt
0	372		0	0			0	0						
1	502	0,13	5663	0,0566	0,0566	2,30	5508	0,0551	0,0551	2,36				
2	761	0,259	8664	0,0866	0,0300	8,63	8448	0,0845	0,0294	8,81				
3	1102	0,341	12334	0,1233	0,0367	9,29	12042	0,1204	0,0359	9,49				
4	1671	0,569	16813	0,1681	0,0448	12,70	16508	0,1651	0,0447	12,74				
5	2420	0,749	21401	0,2140	0,0459	16,33	20422	0,2042	0,0391	19,14				
6	3322	0,902	25919	0,2592	0,0452	19,96	23729	0,2373	0,0331	27,28				
7	4371	1,049	30419	0,3042	0,0450	23,31	26945	0,2695	0,0322	32,62				
8	5773	1,402	35622	0,3562	0,0520	26,95	30093	0,3009	0,0315	44,54				
prędkość na odcinku kontrolnym vk [m/s]			27,7											
zasięg rzutu (alfa = 6, H = 1,8) L [m]			26,5											
prędkość wyliczona z zasięgu vz [m/s]			27,6											



Rys. 4. Protokół z prób nr 10, 11 przeprowadzonych 07.03.2006 (obciążnik – stalowy walec 21 kg)

Na Rys. 4 pokazano przykładowo protokół pomiarowy z prób nr 10 i 11 (awaria). W dolnej części protokołu widnieje przebieg chwilowej prędkości wózka startowego w funkcji jego położenia na prowadnicy wyrzutni. Jako parametru kontrolnego używano prędkości startu (v_z) wyliczanej z pomierzonego zasięgu rzutu (L). Stosowano prosty model rzutu ukośnego pod kątem (α), z punktu o przewyższeniu H , bez uwzględnienia oporu powietrza. Teren „poligonu”, na którym odbywały się próby nie był zniwelowany, mimo to, jak widać, wyniki dla próby nr 10 zgadzają się dobrze.

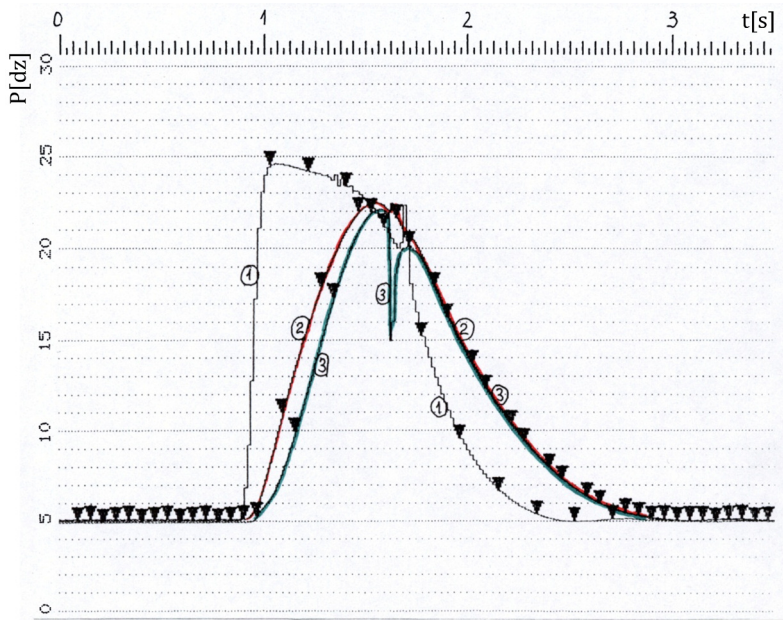
Rys. 5,6 przedstawiają przebiegi ciśnień P1, P2 i P3 (odpowiednio krzywe: 1, 2, 3; patrz też schemat na Rys. 2.) w czasie. Przebiegi te zostały zarejestrowane za pomocą rejestratora ATM i pochodzą z programu przetwarzającego dane z tego rejestratora (wyniki pomiaru, wydrukowane na taśmie papierowej, zostały następnie opisane ręcznie i zeskanowane). Na osi odciętych jest czas w sekundach (skala nad górze wykresu), na osi rzędnych są wartości ciśnienia absolutnego P1, P2, P3, przy czym 5 działek odpowiada 1 at.



Rys. 5. Przebiegi ciśnień P1, P2 i P3 w próbie nr 10

Na Rys. 5 wyraźnie widoczne są kolejne fazy pracy wyrzutni: skok ciśnienia P1 po otwarciu zaworu głównego; spadek ciśnienia P1 wywołany napełnianiem się cylindrów hamulcowych i nieszczelnościami; P2 i P3 narastają z opóźnieniem – zrównują się z P1 po upływie ok. 0,6 s rusza tłok napędowy (po zwolnieniu zaczepu wózka startowego) i wszystkie ciśnienia spadają gwałtowniej; wózek dociera do punktu hamowania – gwałtowny skok ciśnienia P2 w górę i ciśnienia P3 w dół; po 2-3 odbiciach przód-tył tłoków hamujących wózek zatrzymuje się i wszystkie ciśnienia spadają na skutek nieszczelności. Należy zwrócić uwagę, że chwilowa różnica ciśnień P2 i P3 na tłoku hamującym wynosi ok. 5,6 at i jest wyższa od ciśnienia, do którego został naładowany zbiornik główny (absolutne ok. 5 at), a tym bardziej od ciśnienia początku hamowania (ok. 4,3 at), mimo stosunkowo niewielkiej prędkości początku hamowania, wynoszącej w tej próbie ok. 28 m/s (można się spodziewać nasilenia tego zjawiska przy większych ciśnieniach i większych prędkościach startowych). Powoduje to niepożądane przeciążenie układu hamującego —

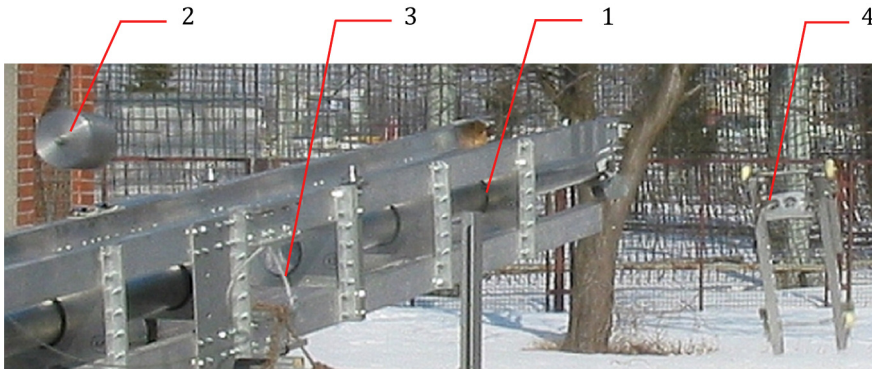
można temu stosunkowo łatwo zaradzić powiększając objętości za i przed tłokiem hamującym lub zwiększając przekroje przewodów doprowadzających powietrze do cylindra hamulcowego.



Rys. 6. Przebiegi ciśnień P1, P2 i P3 w próbie nr 11 (awaria)

Na Rys. 6 przedstawiono przebiegi ciśnień zarejestrowane w próbie nr 11. W tej próbie nastąpiła awaria, zakończona m.in. zerwaniem linki hamulca; jak wynika z przebiegów ciśnień P2 i P3 tłoki hamujące wykonały bardzo niewielki ruch, co oznacza, że linka hamująca została zerwana na skutek przeciążenia wywołanego bezwładnością tłoków hamujących i samej linki; przyczyną przeciążenia była nadmierna prędkość wózka startowego.

Poniżej na Fot. 2 widać fragment unikalnego zdjęcia wyrzutni WP1 wykonanego w trakcie próby nr 11, kiedy to nastąpiła awaria. Widać na nim końcówkę wyrzutni (1), obciążnik (2) lecący ponad prowadnicą, zerwaną linkę hamującą (3) oraz uszkodzony wózek startowy (4) spadający z wyrzutni.



Fot. 2. Fragment fotografii wykonanej w trakcie próby nr 11

PODSUMOWANIE

Po modernizacji wyrzutni WP1, przeprowadzonej po awarii wyrzutni, przeprowadzono na niej, w Instytucie Lotnictwa ponad 30 bezawaryjnych prób startu z obciążnikami 21 i 25 kg, w zakresie prędkości startu 20-40 m/s. Przeprowadzono też, na poligonie w Zielonce koło Warszawy, kilka pomyślnych prób wystrzelenia z WP1 niewielkiego samolotu bezpilotowego o masie ok. 20 kg, z prędkością ok. 25 m/s. Zmodernizowana wyrzutnia WP1, spełnia założenia projektowe - charakteryzuje się pewną i cichą pracą ze stosunkowo niewielkim szarpnięciem przy hamowaniu wózka i jest gotowa do rozpoczęcia jej nadzorowanej eksploatacji w warunkach poligonowych. W tym celu została ona, pod koniec 2009 roku, wypożyczona z Instytutu Lotnictwa do ITWL.

ANDRZEJ MOLDENHAWER, WITOLD PERKOWSKI

A PNEUMATIC LAUNCHER FOR UAV

Abstract

The article presents briefly the course of work carried out in Institute of Aviation on the design, constructing and testing a pneumatic launcher WP1. It has been developed for unmanned aircraft family designed, built and operated at Air Force Institute of Technology.

Keywords: unmanned aircraft, unmanned aerial vehicle (UAV, drone), flying target, UAV launcher, UAV pneumatic launcher.