

ANALIZA BEZPIECZEŃSTWA ZRZUTU PODWIESZEŃ Z SAMOLOTU PRZY UŻYCIU EKSPERYMENTALNO-NUMERYCZNEJ METODY CAPTIVE TRAJECTORY SIMULATION

PAWEŁ RUCHAŁA, ROBERT PLACEK
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W niniejszej pracy omówiono wyznaczanie toru lotu podwieszeń metodą Captive Trajectory Simulation i jej wdrożenie w Laboratorium Badań Aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa. Najczęściej badania toru lotu podwieszeń zrzuconych z samolotu służą do analizy celności zrzutu oraz (jak w niniejszej pracy) do oceny bezpieczeństwa zrzutu: zdarzają się przypadki, gdy zrzucone podwieszenie tuż po zwolnieniu zaczepu uderza w samolot-nosiciel. Metoda Captive Trajectory Simulation jest metodą eksperymentalno-numeryczną, stosowaną do obliczania toru lotu podwieszenia w bezpośredniej bliskości nosiciela. Jej dużą zaletą jest mała liczba potrzebnych pomiarów (w stosunku do innych metod eksperymentalno-numerycznych). W porównaniu do badań modeli dynamicznie podobnych, czyli najpopularniejszej z metod eksperymentalnych, trzeba zwrócić uwagę na większy zakres stosowalności – po wykonaniu stosownych modyfikacji można odwzorować zrzut podczas zakrętu, wyrwania, nurkowania lub innego stanu lotu (podczas, gdy badania modeli mogą być stosowane tylko dla lotu poziomego). Metodą Captive Trajectory Simulation można także otrzymać informacje o obciążeniach działających na podwieszenie oraz o prędkościach i przyspieszeniach podwieszenia. Wyznaczenie tych parametrów na podstawie badań modeli dynamicznie podobnych jest możliwe, ale bardzo trudne i niezbyt dokładne. Istotą metody Captive Trajectory Simulation są naprzemiennie wykonywane pomiary obciążeń aerodynamicznych i obliczenia przemieszczeń podwieszenia w czasie założonego kroku czasowego. Oczywiście, kolejne pomiary są wykonywane po ustawieniu modelu podwieszenia w uprzednio obliczonym położeniu (lub w położeniu początkowym dla pierwszego kroku). Celem badań opisanych w pracy było odwzorowanie toru lotu dynamicznie podobnych modeli podwieszeń przenoszonych przez samolot F-16: bomby GBU-31 JDAM i zbiornika paliwa. Wybór modeli podwieszeń, a nie ich pierwowzorów, wynikał z potrzeby dokładniejszego porównania wyników otrzymanych dwiema metodami: metodą Captive Trajectory Simulation i przez zrzut modeli dynamicznie podobnych. Wyniki badań wskazują, że metoda Captive Trajectory Simulation daje dostatecznie dokładne wyniki, pomimo przyjęcia dość znacznych uproszczeń, wynikających z charakteru pracy (chodziło o ocenę wiarygodności metody i wskazania jej mankamentów).

WYKAZ OZNACZEŃ

a	- odległość między tylnym zaczepem a środkiem ciężkości,
a_∞	- prędkość dźwięku,
B, C	- macierze współczynników równania wagi,
C_X, C_Z	- współczynniki sił aerodynamicznych,
CM_Y	- współczynnik momentu aerodynamicznego,
E	- różnica między kolejnymi przybliżeniami obciążeń wagi, odniesiona do dopuszczalnych wartości tych obciążeń,
$Fr = \frac{V_\infty^2}{l \cdot g}$	- liczba Froude'a,
FM	- macierz poszczególnych składowych sił i momentów działających na wagę (w układzie wagi),
G	- macierz zawierająca wartości bezwzględne, iloczyny mieszane oraz drugie i trzecie potęgi elementów macierzy FM ,
$g = 9.81 \text{ m/s}^2$	- przyspieszenie ziemskie,
J_y	- moment bezwładności,
k	- skala modelu,
K_y	- moment pędu (kręt) podwieszenia względem osi normalnej do płaszczyzny ruchu i przechodzącej przez środek ciężkości,
m	- masa podwieszenia,
M_y	- moment aerodynamiczny,
P_{Xw}, P_{Zw}	- składowe siły aerodynamicznej w układzie związanym z wagą,
P_{Xg}, P_{Zg}	- składowe siły aerodynamicznej w układzie grawitacyjnym,
t	- czas,
T	- czas zredukowany, mierzony od początku danego kroku,
U	- macierz napięć poszczególnych kanałów,
V_{X0}, V_{Z0}	- składowe wektora prędkości liniowej środka ciężkości podwieszenia, wyrażone w nieruchomym układzie współrzędnych,
x_C, z_C	- współrzędne środka ciężkości podwieszenia w nieruchomym układzie współrzędnych,
θ	- kąt pochylenia,
ω	- prędkość kątowa podwieszenia.

CEL BADAŃ

Badania wykonano w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w ramach grantu Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego: *Modelowe badania eksperymentalne w dużej skali własności aerodynamicznych samolotu F-16 z wybranymi podwieszeniami bojowymi i zagadnień bezpieczeństwa zrzutu podwieszeń*, prowadzonego przez mgr inż. Roberta Placka.

Artykuł powstał na podstawie pracy magisterskiej mgr inż. Pawła Ruchały pod tytułem *Wdrożenie metody Captive Trajectory Simulation wyznaczania toru lotu podwieszeń w Instytucie Lotnictwa* [12], obronionej w październiku 2011 r. na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Promotorem pracy był dr inż. Józef Pietrucha.

PRZEGLĄD METOD BADAŃ TORU LOTU PODWIESZEŃ

W historii lotnictwa zdarzały się przypadki, gdy podwieszenia zrzucone z samolotu w chwilę po oddzieleniu uderzały w nosiciela. Było to przyczyną m.in. wypadku samolotu myśliwskiego F-14A Tomcat z 1973 roku [16]. Przesłanki do takich wypadków zdarzały się także w Wojsku Polskim – znane są relacje pilotów myśliwców MiG-19, którzy obserwowali zbiornik paliwa przelatujący nad skrzydłem samolotu. Z tego względu wiele badań toru lotu podwieszeń ma na celu ocenę bezpieczeństwa zrzutu i wyznaczenie niebezpiecznych warunków lotu. Tego typu badania wyraźnie różnią się od innych badań toru lotu podwieszeń, ukierunkowanych na ocenę celności zrzutu środków bojowych, opracowania systemu sterowania, obliczenia zasięgu itp. Różnica polega na możliwości zaniedbania interferencji aerodynamicznej między samolotem a podwieszeniem. Według pracy [7], bezpieczeństwo zrzutu (tzn. prawdopodobieństwo kolizji zrzucanego obiektu z nosicielem) można oszacować na podstawie toru lotu w pierwszych chwilach po zrzucie, kiedy zrzucany obiekt znajduje się w bezpośredniej bliskości nosiciela. Interferencja aerodynamiczna w tym obszarze ma duży wpływ na tor lotu podwieszenia, może nawet uczynić niestatecznym podwieszenie stateczne w obszarze niezaburzonym [5].

Wskutek konieczności uwzględnienia interferencji aerodynamicznej, analiza bezpieczeństwa zrzutu jest trudniejsza, niż inne badania toru lotu podwieszeń, wymaga też zastosowania odrębnych metod badawczych. Można je podzielić na 3 grupy:

- eksperymentalne,
- numeryczne,
- numeryczno-eksperymentalne.

Do grupy metod eksperymentalnych należą m.in. badania w locie oraz badania modeli dynamicznie podobnych. Ta ostatnia metoda jest często stosowana w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa [5], [8], jednak cechuje się pewnymi mankamentami, jak np. trudne wykonanie podwieszenia (z zachowaniem wymaganej masy i rozkładu mas), stosowalność metody tylko w przypadku zrzutu z lotu poziomego – nie można np. zasymulować zrzutu z nurkowania – czy skomplikowanym i niezbyt dokładnym uzyskiwaniem informacji o prędkościach i przyspieszeniach podwieszenia.

Do kolejnej grupy – metod numerycznych – można zaliczyć przybliżone metody empiryczne oraz metody wykorzystujące algorytmy aerodynamiki numerycznej. Ich zastosowanie jest stosunkowo tanie, lecz obliczenia są czasochłonne i skomplikowane – w większości przypadków konieczne jest zastosowanie siatki obliczeniowej o zmiennym kształcie.

Metody eksperymentalno-numeryczne łączą elementy typowe dla metod eksperymentalnych (pomiar w tunelu aerodynamicznym) i numerycznych (obliczenia). Najprostszą z takich metod jest metoda używana w symulatorach lotu, w której rozwiązuje się równania ruchu uwzględniające charakterystyki aerodynamiczne wyznaczone wcześniej w badaniach tunelowych. Ten sposób jest szeroko stosowany, nie tylko w przypadku podwieszeń zrzucanych z samolotu (np. do badań toru lotu różnego rodzaju pocisków raketowych klasy powietrze-ziemia, opisanych w pracach [4], [13], [15]), ale też do badań balistycznych, np. pocisku artyleryjskiego wystrzelianego z haubic [2], a nawet śrutu wystrzelonego z broni pneumatycznej [9]. Metoda ta jest jednak mało użyteczna w przypadku badań bezpieczeństwa zrzutu, gdyż pomija interferencję aerodynamiczną między podwieszeniem a nosicielem, wskutek której charakterystyki aerodynamiczne podwieszenia zmieniają się w zależności od położenia podwieszenia względem samolotu.

Niejako rozwinięciem tej metody jest metoda *simplified grid method* [14], gdzie charakterystyki aerodynamiczne podwieszenia są wyznaczone w kilku punktach w przestrzeni wokół samolotu, tworzących prostopadłościenną siatkę. Obciążenia aerodynamiczne działające na podwieszenie (dla danego kąta natarcia i ślizgu oraz odpowiedniego położenia względem nosiciela) znajduje się w czasie obliczeń poprzez interpolację. Wadą tej metody jest konieczność wykonania wielu pomiarów, co poważnie zwiększa czas trwania i koszt badań.

Znacznie szybciej można uzyskać tor lotu podwieszenia stosując metodę *captive trajectory simulation*, zastosowaną w niniejszej pracy.

METODA CAPTIVE TRAJECTORY SIMULATION

Metoda *captive trajectory simulation* jest metodą eksperymentalno-numeryczną, zastosowaną po raz pierwszy na początku lat 60. Według [7], jej pionierami byli: M. J. Bamber z USA [1] i L. J. Beecham z Wielkiej Brytanii [3]. W tej metodzie mierzone są siły i momenty działające na model umieszczony w położeniu początkowym (względem nosiciela), a następnie oblicza się przemieszczenie obiektu w założonym przedziale czasu, wywołane przez działające obciążenie. Z kolei model przestawiany jest w nowe położenie, gdzie znów mierzone są działające nań siły i momenty aerodynamiczne. W ten sposób, krok po kroku, wyznaczany jest tor lotu aż do wyjścia modelu z założonego obszaru badań.

Metoda *captive trajectory simulation* wymaga znacznie mniejszej liczby pomiarów, niż metoda *simplified grid simulation*. Jednak cechuje się ona pewnymi niedogodnościami:

1. błędy pomiaru silnie wpływają na wynik,
2. metoda zakłada, że siły i momenty aerodynamiczne działające na obiekt są przedziałami stałe – tymczasem w rzeczywistości ich zmiana powinna być płynna,
3. przedział czasowy pomiędzy pomiarami sił musi być dobrze dobrany, aby uzyskać wiarygodne wyniki przy możliwie niskiej liczbie pomiarów. Zmiana przyjętego kroku czasowego spowoduje konieczność powtórzenia pomiarów (chyba, że dopuszczona zostanie skokowa zmiana kroku czasowego),

Ponadto wyposażenie posiadane przez Zakład Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa implikuje kolejne mankamenty:

4. o ile stanowisko nie jest zautomatyzowane, czas badań jest stosunkowo długi ze względu na konieczność ręcznego przestawienia modelu podwieszenia,
5. jeśli wykonywane są pomiary quasi-stacjonarne, nie występuje pionowa składowa prędkości podwieszenia, a co za tym idzie – kąt natarcia modelu jest mniejszy, niż rzeczywistego podwieszenia.

PRZEPROWADZONE BADANIA

Metoda *captive trajectory simulation* została wykorzystana do badań toru lotu podwieszeń zrzuconych z wielozadaniowego samolotu bojowego F-16 „Jastrząb”. Badano następujące podwieszenia, pokazane na rysunkach 1 i 2:

- bomba GBU-31 z zestawem JDAM¹⁾,
- podwieszany zbiornik paliwa o pojemności 370 galonów (ok. 1400 litrów).

¹⁾ JDAM – Joint Direct Attack Munition – uniwersalny zestaw konwersyjny, montowany na bombach niekierowanych i czyniący je bombami naprowadzanymi. Zestaw ten zawiera część ogonową (z ruchomymi powierzchniami sterowymi) i system naprowadzania oparty na systemach GPS (Global Positioning System) i INS (Inertial Navigation System).



Rys. 1. Model bomby GBU-31 JDAM podczas badań



Rys. 2. Model zbiornika paliwa podczas badań charakterystyk podwieszeń izolowanych

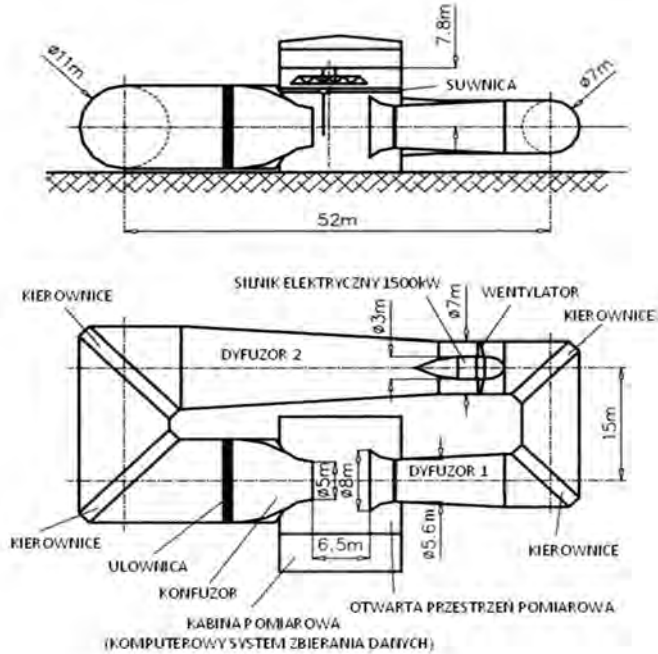
Wyniki porównano z wynikami badań dynamicznie podobnych modeli tych podwieszeń. Aby porównanie było pełniejsze, danymi do obliczeń były parametry modeli podwieszeń, a nie ich pierwowzory. Wszystkie modele (tzn. samolotu F-16 i badanych podwieszeń – zarówno dynamicznie podobne, jak i przeznaczone do badań metodą *captive trajectory simulation*) wykonane zostały w skali 1:4.5 [10].

Ponieważ badania służyły głównie do oceny metody *captive trajectory simulation*, przyjęto, że początkowo zostanie zastosowana metoda maksymalnie uproszczona, a wnioski z tak przeprowadzonych badań posłużą przy wprowadzaniu modyfikacji.

SPRZĘT UŻYTY DO BADAŃ

Opisane badania zostały przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym T-3 o średnicy przestrzeni pomiarowej 5 m (rys. 3 i rys. 4). Jego maksymalna prędkość to 50 m/s. Jest to tunel

o obiegu zamkniętym, z otwartą przestrzenią pomiarową. Przepływ powietrza jest wywołany przez 8-łopatowy wentylator, napędzany silnikiem elektrycznym o mocy 1500 kW.

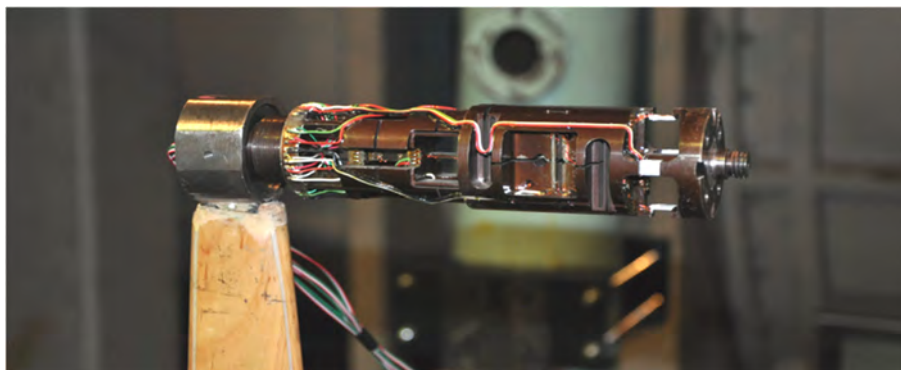


Rys. 3. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3

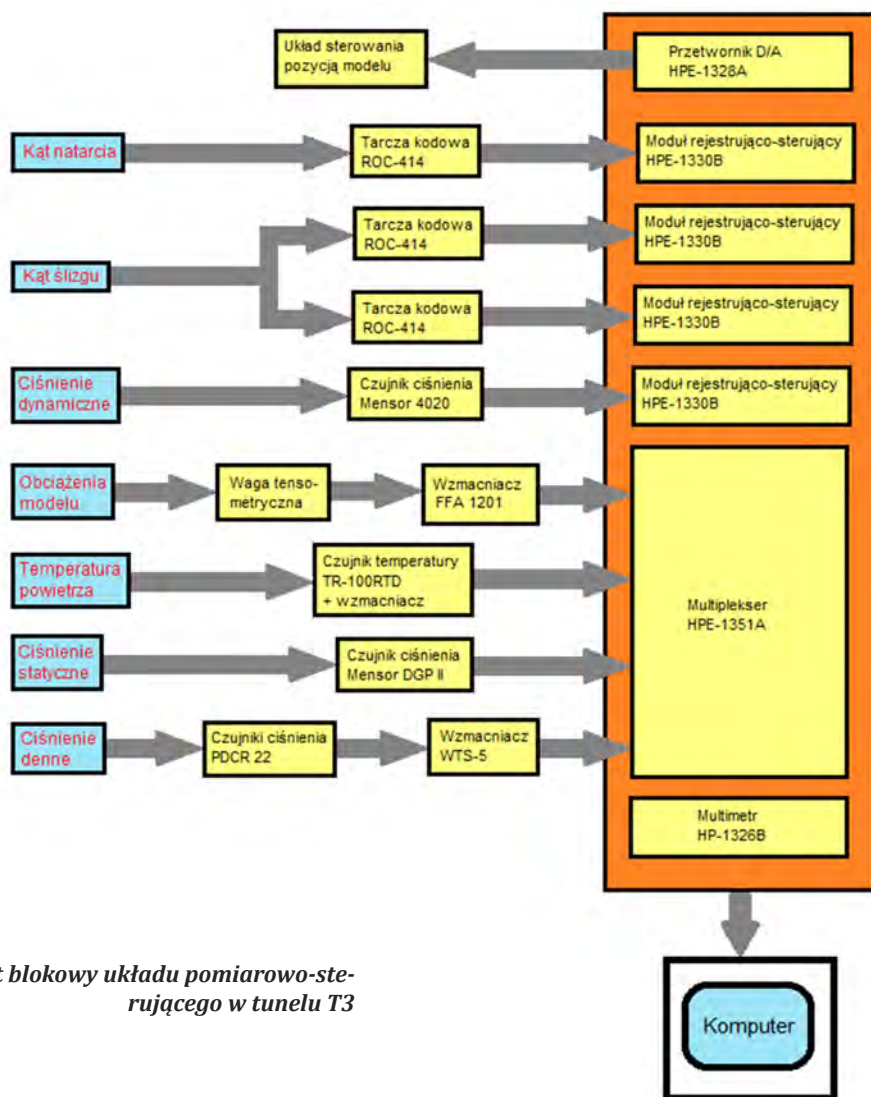


Rys. 4. Tunel aerodynamiczny T-3 – widok z zewnątrz

W przestrzeni pomiarowej tunelu montowany był model samolotu wraz z modelem podwieszenia zamocowanym do niego za pomocą konstrukcji z rur stalowych, umożliwiającej przemieszczenie modelu podwieszenia względem modelu samolotu (por. rys. 1). Wewnątrz modelu podwieszenia zamontowana była 6-składowa waga tensometryczna WDP-01, za pomocą której mierzono obciążenia działające na model. Wagę przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Waga tensometryczna WDP-01



Rys. 6. Schemat blokowy układu pomiarowo-sterującego w tunelu T3

Napięcia mostków tensometrycznych wagi były mierzone i rejestrowane przez system pomiarowy tunelu T-3, którego schemat przedstawiono na rysunku 6.

Sercem systemu jest jednostka HP-75000, w skład której wchodzi:

- 16-kanałowy multiplexer analogowy HPE 1351A,
- multimetr HP 1326B,
- przetwornik cyfrowo-analogowy HPE 1328A,
- rejestratory cyfrowe HPE 1330B,
- licznik impulsowy HPE 1332A.

System pomiarowy umożliwia pomiar następujących parametrów:

- siły i momenty działające na wagę tensometryczną,
- ciśnienie denne,
- temperaturę powietrza w tunelu,
- kąt natarcia,
- kąt ślizgu,
- ciśnienie dynamiczne w tunelu,
- ciśnienie statyczne w tunelu.

System umożliwia również sterowanie kątem natarcia i kątami ślizgu.

ALGORYTM OBLICZEŃ

Wynikiem pomiaru obciążeń aerodynamicznych są napięcia mostków tensometrycznych wagi. Siły i momenty działające na podwieszenie są związane z tymi napięciami zależnością

$$[FM] = [U] \cdot [B]^T - [C] \cdot [G] \quad (1)$$

gdzie:

- FM – niewiadoma macierz poszczególnych składowych sił i momentów,
- G – macierz zawierająca wartości bezwzględne, iloczyny mieszane oraz drugie i trzecie potęgi elementów macierzy FM ,
- U – macierz napięć poszczególnych kanałów,
- B, C – macierze współczynników, wyznaczone w trakcie wzorcowania wagi. Równanie powyżej rozwiązywane jest iteracyjnie do chwili, gdy różnica między kolejnymi przybliżeniami będzie mniejsza od założonej dokładności.

Oczywiście, wynikiem obliczeń są obciążenia całkowite: napięcia mostków tensometrycznych wagi zmieniają się także pod wpływem obciążenia jej siłą ciężkości modelu. Tymczasem do obliczeń potrzebne są obciążenia aerodynamiczne, nie uwzględniające tej siły. Zazwyczaj problem rozwiązuje się przez tarowanie, czyli odjęcie obciążeń masowych działających na model; są one obliczane wg analogicznego schematu, lecz w czasie pomiaru tunel aerodynamiczny jest wyłączony. W opisywanych badaniach rozwiązanie problemu wpływu ciężaru mogło być uproszczone, dzięki trzem spostrzeżeniom:

- A) W czasie pomiaru położenie modeli (samolotu i podwieszenia) nie zmienia się.
- B) Nieliniowość równania wagi (1) nie jest znacząca. Dzięki temu można przyjąć, że:

$$f(U_p) - f(U_t) = f(U_p - U_t)$$

gdzie:

- U_p – napięcia zmierzone w trakcie pomiaru,
- U_t – napięcia zmierzone przy wyłączonym tunelu,
- f – funkcja opisana równaniem (1).

C) Przed każdym pomiarem (niezależnie, czy tunel jest uruchomiony, czy nie) wykonywane jest tzw. „zero przed dmuchem”, natomiast po zakończeniu pomiaru – „zero po dmuchu”. Służą one do korekty balansu (wyzerowania) napięć wagi oraz do uwzględnienia płynięcia aparatury, czyli zmiany wskazań wskutek zmian temperatury, upływu czasu itp.

Podczas pomiarów wagowych zazwyczaj od napięć zarejestrowanych w czasie pomiaru odejmuje się średnią arytmetyczną napięć zapisanych w czasie „zera przed dmuchem” i „zera po dmuchu”. Wobec stałości położenia modelu zarówno „zero przed dmuchem”, jak i „zero po dmuchu” powinny być sobie równe, a jednocześnie być równe odpowiedzi wagi na ciężar modelu. Innymi słowy, pomiar obciążeń całkowitych przy zatrzymanym przepływie powietrza (używany do tarowania) powinien dać takie same wyniki, jak obydwie „zera”. Biorąc pod uwagę spostrzeżenie B) można zauważyć, że odjęcie średniego napięcia obu „zer” da taki sam efekt, jak wykonanie tarowania wg standardowej procedury – o ile pominąć błędy pomiaru, wahania napięć itp. Różnice wynikające z tego uproszczenia są praktycznie niezauważalne.

W opisywanych badaniach modele podwieszeń i ich pierwowzory (czyli modele dynamicznie podobne) były tej samej wielkości, a prędkość powietrza została zachowana. Dzięki temu siły i momenty aerodynamiczne w obu przypadkach były sobie równe. Jednak w przypadku odwzorowywania podwieszeń przenoszonych przez rzeczywisty samolot należy uzyskane obciążenia przeskalować, uwzględniając różnice wielkości obiektów i prędkości przepływu.

Obciążenia aerodynamiczne są transformowane do układu grawitacyjnego (tzn. związanego z kierunkiem siły ciężkości), po czym dodaje się do nich pozostałe obciążenia:

- siłę ciężkości,
- reakcję zaczepu, jeśli występuje.

Reakcja zaczepu może występować, jeśli dwa haki zaczepu nie są zwalniane jednocześnie. Taka sytuacja występuje w przypadku zbiornika paliwa, gdy tylny hak jest wyzwalany z opóźnieniem. Ten fakt implikuje podział ruchu podwieszenia na dwie fazy:

- wyczepianie,
- ruch swobodny.

W fazie wyczepiania reakcja zaczepu równoważy działające siły – podwieszenie wykonuje ruch obrotowy wokół tylnego haka zaczepu. Przyjęto, że jedynym obciążeniem działającym w tej fazie jest moment siły ciężkości.

W fazie ruchu swobodnego podwieszenie porusza się (zgodnie z założeniami) ruchem płaskim, w płaszczyźnie pionowej. Reakcja zaczepu, oczywiście, nie występuje.

Działające obciążenia są podstawiane do równań ruchu, wyprowadzonych z zasady zachowania pędu oraz zasady zachowania momentu pędu (krętu).

W fazie wyczepiania ruch opisany jest jednym równaniem:

$$J_y \cdot \ddot{\Theta} = mg \cdot a \cdot \cos \Theta \quad (2)$$

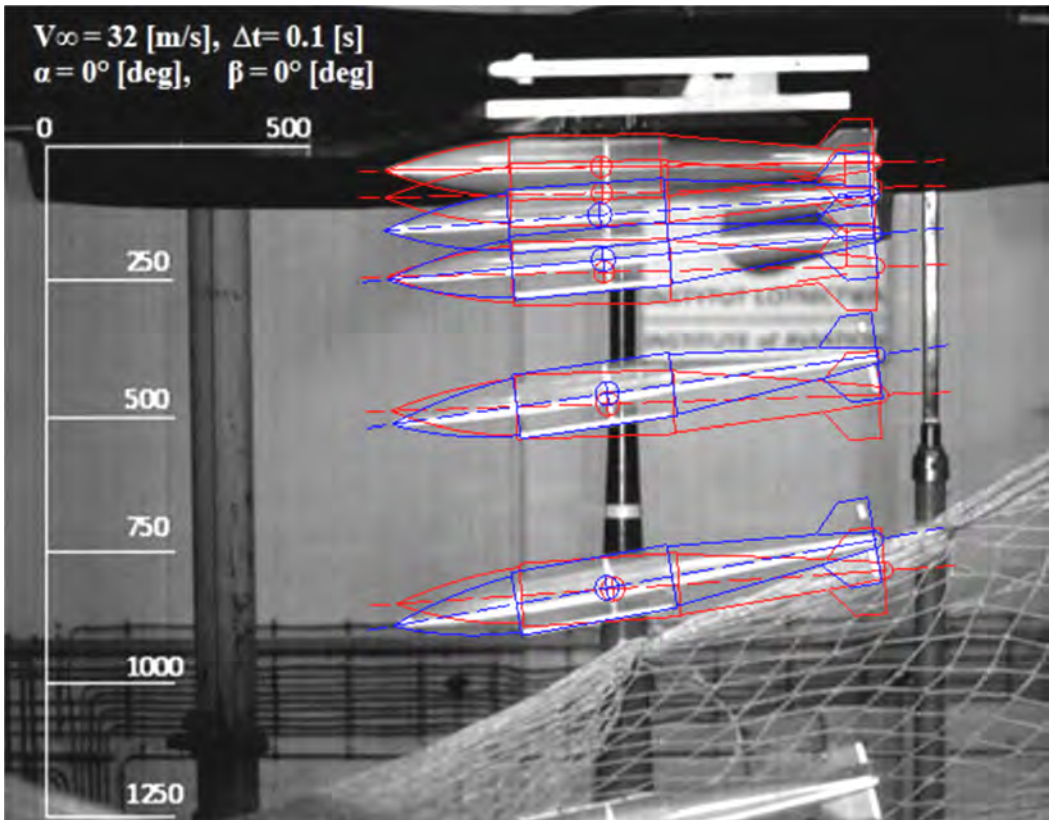
gdzie Θ to kąt pochylenia podwieszenia względem poziomu, natomiast a to odległość niewyzwolonego haka zaczepu od środka ciężkości (mierzona prostopadle do kierunku siły ciężkości).

Ruch swobodny podwieszenia jest opisany trzema równaniami:

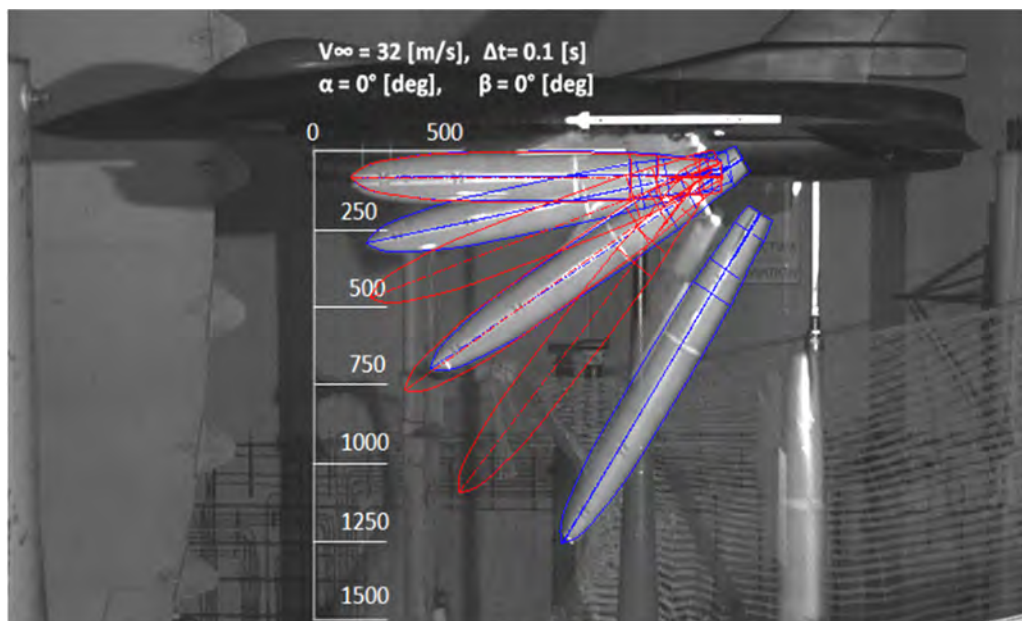
$$\begin{aligned}
 x_C &= \frac{1}{2m} P_{xg} \cdot T^2 + V_{x0} \cdot T + x_0 \\
 z_C &= \frac{1}{2m} (P_{zg} - m \cdot g) \cdot T^2 + V_{z0} \cdot T + z_0 \\
 \Theta &= \frac{1}{2J_y} M_Y \cdot T^2 + \omega_0 \cdot T + \Theta_0
 \end{aligned} \tag{3}$$

gdzie T to „czas zredukowany”, czyli czas mierzony od początku danego kroku (a nie od wyzwolenia zaczepu).

Na rysunku 7 przedstawiono porównanie torów lotu bomby wyznaczonych metodą *captive trajectory simulation* (linia czerwona) i w badaniach modelu dynamicznie podobnego (na fotografii, podkreślone linią niebieską) [11]. Analogiczne porównanie torów lotu zbiornika paliwa przedstawiono na rysunku 8. Ze względów technicznych nie udało się określić położenia w tych samych chwilach czasowych, jednak mimo to widać, że tory lotu wyznaczone obiema metodami pokrywają się z wystarczającą dokładnością. Analiza zrzutu bomby pokazuje natomiast, że metoda *captive trajectory simulation* nieznacznie zaniża jej kąt pochylenia. Jest to efekt pominięcia pionowej składowej prędkości podwieszenia.



Rys. 7. Porównanie toru lotu bomby wyznaczonego metodą *captive trajectory simulation* (linia czerwona) z torem lotu modelu dynamicznie podobnego (linie niebieskie)



Rys. 8. Porównanie toru lotu zbiornika paliwa wyznaczonego metodą *captive trajectory simulation* (linie czerwone) z torem lotu modelu dynamicznie podobnego (linie niebieskie)

Z powyższych wyników można wysnuć wniosek, że metoda *captive trajectory simulation*, nawet w mocno uproszczonej postaci, daje wiarygodne wyniki. Wskazane jest jednak rozbudowanie metody, przede wszystkim aby uwzględniała możliwość ruchu przestrzennego podwieszenia. W przeciwnym wypadku przed badaniem należałoby podjąć decyzję, czy badane podwieszenie porusza się ruchem płaskim, czy przestrzennym. W tym drugim przypadku uproszczona metoda *captive trajectory simulation* nie może być zastosowana. Podjęcie tej decyzji musi być poparte odrębnymi analizami, które mogą podważyć sens zastosowania opisanej metody.

Inne propozycje rozwinięcia metody *captive trajectory simulation* to:

- uwzględnienie pionowej składowej prędkości podwieszenia, zmieniającej kierunek i wartość prędkości napływu powietrza na podwieszenie, a co za tym idzie – wartości obciążeń aerodynamicznych,
- wprowadzenie zmienności obciążeń aerodynamicznych w czasie jednego kroku, zgodnie z przyjętą wcześniej postacią,
- uwzględnienie obciążeń aerodynamicznych działających na podwieszenie w fazie wyczepiania,
- wprowadzenie poprawek, pozwalających uwzględnić efekt niestacjonarności przepływu.

Niezależnie od propozycji modyfikacji, na podstawie przedstawionych wyników można stwierdzić, że metoda *captive trajectory simulation* nawet w mocno uproszczonej postaci może być stosowana do analizy bezpieczeństwa zrzutu podwieszeń.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Bamber M. J. (1960). Two Methods of Obtaining Aircraft Store Trajectories from Wind-Tunnel Investigation. *Aero Rept. 970*. David Taylor Model Basin.
- [2] Baranowski L. (2010). Model matematyczny dynamiki lotu niewyważonych pocisków artyleryjskich. *Materiały konferencyjne XIV Konferencji Mechanika w Lotnictwie*. Warszawa.
- [3] Beecham L. J., Walters W. L., Partridge D. W. (1962). Proposals for an Integrated Wind Tunnel - Flight Dynamics Simulator System. *Aeronautical Research Council Current Paper - C.P. No. 789*, Londyn.
- [4] Dziubiński A. (2002). Modelowanie i symulacja numeryczna lotu samonaprowadzającego pocisku klasy powietrze-woda, realizującego zadany profil lotu na przykładzie pocisku AGM-84 HARPOON/SLAM. *Praca magisterska* (promotor J. Maryniak). Wydział MEiL, Politechnika Warszawska.
- [5] Kacprzyk J. (1992). Eksperymentalne badania wpływu płatowca na współczynniki aerodynamiczne podwiesz. *Materiały konferencyjne V Konferencji Mechanika w Lotnictwie*. Warszawa.
- [6] Kowaleczko G., Żyłuk A. (2008). Wpływ burzliwości atmosfery na zrzut bomby. *Materiały konferencyjne XIII Konferencji Mechanika w Lotnictwie*, Warszawa.
- [7] Krzysiak A. (1996). Analiza kryteriów bezkolizyjnego zrzutu swobodnego podwieszenia z samolotu bojowego. *Rozprawa doktorska*. Wojskowa Akademia Techniczna.
- [8] A. Krzysiak (2010). Modelowanie zrzutu podwiesz w tunelowych badaniach aerodynamicznych. *Modelowanie Inżynierskie* 40, s. 133–146, Gliwice.
- [9] Lasek M. (2002). Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzuconych z samolotu zasobników. *Raport IL nr 179/BA/01/D*.
- [10] Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Galińska M., Cichoń M. (2005). Dynamika i aerodynamika lotu śrutu wystrzeliwanego z broni pneumatycznej. *Biuletyn Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia* nr 95.
- [11] Placek R. (2009). Badania charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu F-16 bez podwiesz, w konfiguracji bez i ze zbiornikiem konforemnym w tunelu T3. *Raport IL nr 36/BA-A1/09/A*.
- [12] Placek R. (2011). Badania symulacyjne bezpieczeństwa zrzutu dynamicznie podobnych modeli wybranych podwiesz z modelu samolotu F-16 w tunelu T3. *Raport IL nr 1/BA-A1/11/A*.
- [13] Ruchała P. (2011). Wdrożenie metody Captive Trajectory Simulation wyznaczania toru lotu podwiesz w Instytucie Lotnictwa. *Praca magisterska* (promotor J. Pietrucha). Wydział MEiL, Politechnika Warszawska.
- [14] Sacha P. (1994). Optymalny system samonaprowadzania rakiet klasy powietrze-ziemia z głowicą burzącą – w: Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej tom 3. Praca zbiorowa pod red. Lewitowicza J., Borgonia J. i Ząbkowicza W. Wydawnictwo ITWL.
- [15] Schindel L. H (1975). Store Separation. *AGARDograph No. 202*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Neuilly-Sur-Seine, Francja.
- [16] Winczura Z. (1994). Badania dynamiki lotniczych środków bojowych – w: Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej tom 3. Praca zbiorowa pod red. Lewitowicza J., Borgonia J. i Ząbkowicza W. Wydawnictwo ITWL.
- [17] F-14A Crash – artykuł z tygodnika *Aviation Week&Space Technology*, czerwiec 1973.

Paweł RUCHAŁA, Robert PLACEK

AN ANALYSIS OF A STORES DROP, USING THE CAPTIVE TRAJECTORY SIMULATION METHOD

Summary

The following paper describes the Captive Trajectory Simulation method, which is useful for obtaining of stores flight trajectory, and the deploy of this method in Aerodynamic Research Laboratory of Institute of Aviation. The test of flight trajectory of stores dropped by the airplane are using mainly for evaluation of marksmanship of drop or for evaluation its safety; it happened some crashes, when a store hit in a plane after the drop. The main difference between both kinds of test is a acknowledgement of aerodynamic interference between the store and the airplane. The Captive Trajectory Simulation method is an experimental-numeric way to obtaining the stores flight trajectory close to the airplane. Its main advantage is a lower number of measurements needed to execute than in other methods. In a comparison with the tests of dynamic similar model, the described method (after some modifications) can be used also during the test of drops in other flight phase than horizontal flight, like a climbing, a diving or a turn. Using the Captive Trajectory Simulation method one can easily achieve the values of velocity and acceleration of the store, as well as the values of the aerodynamic forces and moments acting on the store. Obtaining this parameters with dynamic similar model is possible, but very difficult and inaccurate. The pith of Captive Trajectory Simulation method is interchangeably executing of measurement of aerodynamic forces and moments acting on the store (in a wind tunnel) and a calculating of store's translation and rotation during a time-step assumed previously. Of course, next measurement is acting after the store has been mounted in a proper location. The described tests have been aimed in a computing of flight trajectory of dynamic similar models of the stores dropped from F-16 fighter: GBU-31 JDAM bomb and a fuel tank. A choice of stores' models, not their originals, ensues from the requirement of comparison of results obtained in two ways: with the Captive Trajectory Simulation method and with the dropping of dynamic similar models. The results of tests show that with the Captive Trajectory Simulation method the satisfactorily accuracy is available, even despite quite significant simplifications have been assumed (because of the main goal of the tests: the estimate of validity of the deployed method and finding its disadvantages).