

EKSPERYMENTALNE BADANIA TRAJEKTORII LOTU ODERWANEJ KOŃCÓWKI SKRZYDŁA SAMOŁOTU TU-154M W POBLIŻU ZIEMI

ANDRZEJ KRZYSIAK, ROBERT PLACEK

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: andrzej.krzysiak@ilot.lukasiewicz.gov.pl; robert.placek@ilot.lukasiewicz.gov.pl

ALEKSANDER OLEJNIK, ŁUKASZ KISZKOWIAK

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; lukasz.kiskowiak@wat.edu.pl

Od momentu katastrofy rządowego samolotu Tu-154M w pobliżu lotniska Smoleńsk-Siewiernyj w roku 2010 powołane zostały dwie oficjalne komisje do spraw wyjaśnienia przyczyn tego wypadku. Komisje wskazały odmienne przyczyny katastrofy. Jedynym wspólnym punktem było stwierdzenie, że przyczyną wypadku było uszkodzenie lewego skrzydła samolotu. W raporcie pierwszej z Komisji znalazło się stwierdzenie, że do wypadku doszło w efekcie zderzenia samolotu z drzewem, w wyniku którego odcięta została końcówka lewego skrzydła. Natomiast w raporcie drugiej Komisji stwierdzono, że przyczyną katastrofy była eksplozja materiałów wybuchowych umieszczonych w lewym skrzydle samolotu.

Niniejsza praca nawiązuje do tego wypadku. W pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła (1/3 skrzydła) z modelu samolotu Tu-154M wykonanego w skali 1:14. Model samolotu Tu-154M został zaprojektowany i wykonany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu, uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości. Zrzucana końcówka lewego skrzydła zaprojektowana została według zasad modelowania „lekkiego”. Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym małych prędkości T-3 Instytutu Lotnictwa. W trakcie zrzutu końcówki lewego skrzydła model samolotu Tu-154M odwzorowywał konfigurację do lądowania, tj. sloty i podwozie wysunięte, a klapy wychylone na kąt 36° . Badania obejmowały obserwację i rejestrację trajektorii lotu końcówki lewego skrzydła samolotu w warunkach lotu na dużej wysokości oraz w warunkach lotu w pobliżu ziemi. Badania wykonano dla trzech różnych modelowanych położenia samolotu względem powierzchni ziemi, tj. $H = 5.1\text{ m}$, $H = 7.5\text{ m}$ oraz $H = 16.0\text{ m}$. W trakcie wykonywanych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła model samolotu ustawiony był na kącie natarcia $\alpha = 12.5^\circ$ (odniesionym do osi kadłuba samolotu) względem przepływu niezakłóconego. Zgodnie z zasadami modelowania „lekkiego” dla modelowanej prędkości lotu samolotu $V = 75\text{ m/s}$ prędkość przepływu powietrza w tunelu wynosiła $V = 20\text{ m/s}$.

Omawiane w niniejszej pracy badania wykonano na zamówienie Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, działającej przy Ministerstwie Obrony Narodowej.

Wykaz oznaczeń

a_∞ – prędkość dźwięku przepływu niezakłóconego [m/s],

Fa – siła aerodynamiczna [N],

g – przyspieszenie ziemskie [m^2/s],

H – odległość tylnego dźwigara skrzydła samolotu (w miejscu odcięcia końcówki lewego skrzydła) od ziemi [m],

I – moment bezwładności,

I_{xx} – moment bezwładności mierzony względem osi OX układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzucanej końcówki skrzydła [kg m^2],

I_{yy} – moment bezwładności mierzony względem osi OY układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzuconej końcówki skrzydła [kg m^2],
 I_{zz} – moment bezwładności mierzony względem osi OZ układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzuconej końcówki skrzydła [kg m^2],
 L – wymiar liniowy [m],
 m – masa [kg],
 Ma – liczba Macha przepływu niezakłóconego,
 Re – liczba Reynoldsa,
 SCA – średnia cięciwa aerodynamiczna [m],
 V_∞ – prędkość przepływu niezakłóconego [m/s],
 α – kąt natarcia [deg],
 β – kąt ślizgu [deg],
 γ – gęstość powietrza [kg/m^3],
 λ – współczynnik skali modelu.

1. Wprowadzenie

Tematyka niniejszej pracy nawiązuje do katastrofy polskiego rządowego samolotu Tu-154 M w pobliżu wojskowego lotniska w Smoleńsku-Siewiernyj w dniu 10.04.2010. W efekcie tego wypadku zginęli wszyscy pasażerowie i cała załoga samolotu. Wśród ofiar katastrofy był Prezydent Polski Lech Kaczyński oraz jego małżonka. Od momentu wypadku do chwili obecnej powołane zostały dwie oficjalne polskie komisje mające na celu wyjaśnienie przyczyn tej katastrofy. Komisje wskazały odmienne przyczyny katastrofy. Komisją Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego w raporcie końcowym wydanym w czerwcu 2011 [1] wskazała, że w trakcie podejścia do lądowania samolotu Tu-154 M doszło do zderzenia z brzozą, w wyniku którego samolot utracił końcówkę lewego skrzydła. Wniosek ten był zbieżny z wnioskami zawartymi w raporcie wydanym przez Rosyjski Międzynarodowy Komitet Lotniczy (MAK) w roku 2010 [2]. Natomiast opublikowany w roku 2022 raport Podkomisji do spraw Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego z dnia 10 kwietnia 2010 roku [3] wskazywał, że do wypadku doszło w wyniku dwóch eksplozji materiałów wybuchowych. Zgodnie z tym ostatnim raportem pierwsza z eksplozji miała miejsce w lewym skrzydle samolotu na sto metrów przed minięciem brzozy, o której mowa w dwóch pierwszych raportach [1], [2]. To co łączy wszystkie raporty dotyczące katastrofy samolotu Tu-154 M to teza, że lewe skrzydło tego samolotu zostało uszkodzone, w wyniku czego jego końcówka uległa oderwaniu od reszty samolotu. Końcówka lewego skrzydła została odnaleziona w odległości 111 metrów od wspomnianej wcześniej brzozy.

W okresie tuż po katastrofie samolotu Tu-154 M w polskiej przestrzeni medialnej pojawiło się szereg publikacji mających na celu wyjaśnienie różnych zdarzeń towarzyszących temu wypadkowi, w tym między innymi próby wyznaczenia trajektorii lotu oderwanej końcówki lewego skrzydła. Publikacje te prezentowane były zarówno na forach naukowych, np. [4]–[6], jak w Internecie, np. [7]–[9] i miały charakter naukowej analizy tego zdarzenia, jak i amatorskich komentarzy. Dotychczas jednak brakowało badań eksperymentalnych, które umożliwiłyby weryfikację tych analiz. Z tych też powodów niniejsza praca może stanowić pomocny materiał porównawczy dla tego typu analiz, z tym jednak zastrzeżeniem, że nie wszystkie zakładane warunki zrzutu mogą być odwzorowane dokładnie w badaniach tunelowych. Dotyczy to przykładowo specyfiki procesu odcinania końcówki skrzydła przez brzozę lub efektów związanych z eksplozją materiałów wybuchowych.

W niniejszej pracy przedstawiono wybrane wyniki tunelowych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła modelu samolotu Tu-154 M. Celem tych badań było wyznaczenie trajektorii lotu tej końcówki skrzydła w czasie, gdy ta końcówka znajdowała się w pobliżu samolotu. Badania

wykonano zarówno w warunkach lotu na dużej wysokości nad ziemią, jak i w warunkach bliskości ziemi. Badania aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu małych prędkości T-3 Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa dla modelowanej prędkości lotu samolotu $V_{\infty} = 75 \text{ m/s}$.

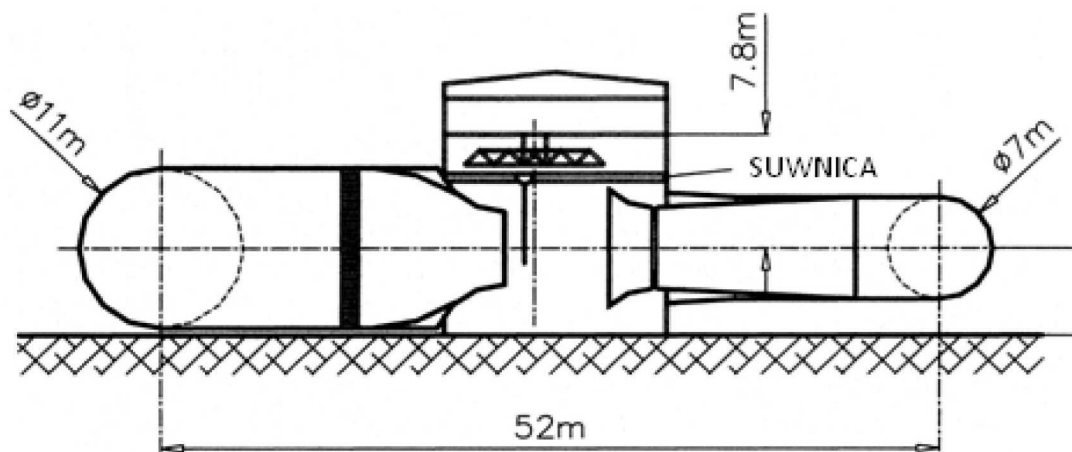
2. Technika badań

2.1. Tunel małych prędkości T-3

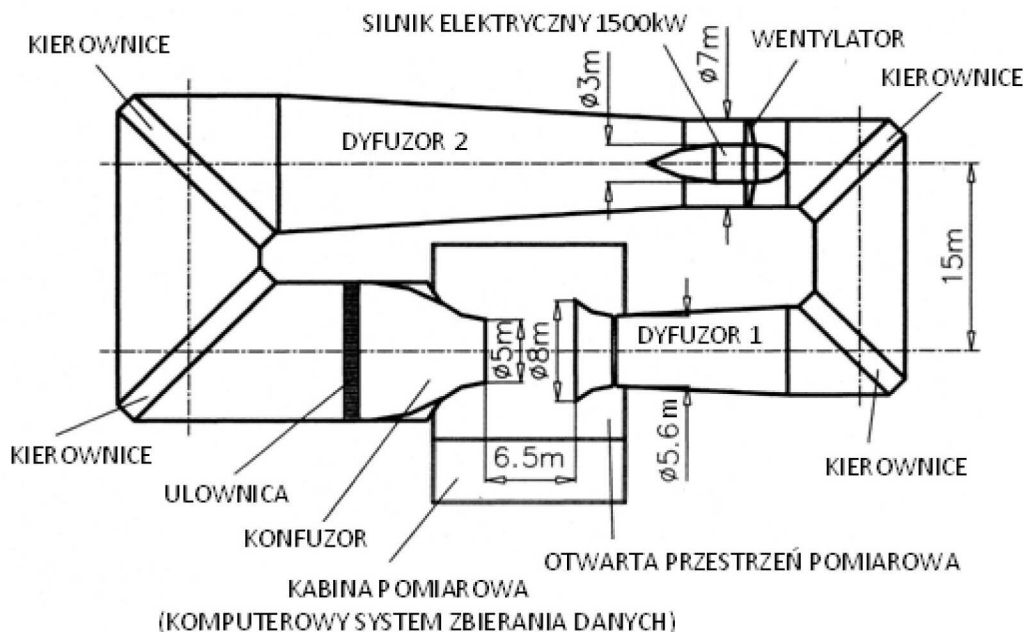
Modelowe badania zrzutu końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154M przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-3 w Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa.

Tunel aerodynamiczny T-3 jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową. Przestrzeń pomiarowa charakteryzuje się następującymi wymiarami: średnica 5 m, długość 6,5 m. Regulacja prędkości odbywała się w sposób ciągły w zakresie od ok. 1 m/s do 90 m/s.

Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 i jego podstawowe wymiary pokazano na rys. 1 i 2.



Rys. 1. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut poziomy)



Rys. 2. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut pionowy)

2.2. Model samolotu Tu-154 M

Prezentowane w pracy badania przeprowadzone zostały przy użyciu modelu samolotu Tu-154 M w skali 1:14 o rozpiętości skrzydeł $b = 2,68$ m i długości modelu $L = 3,42$ m. Model wytworzono w większości w technologii kompozytowej z metalowymi elementami mocującymi oraz drobniejszymi elementami wykonanymi w technologii druku 3D (np. sloty, podwozie itp.). Model samolotu Tu-154 M został zaprojektowany i wyprodukowany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu, uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości [10]. Zrzutu modelu końcówki lewego skrzydła wykonano z modelu samolotu w konfiguracji do lądowania (tj. sloty i podwozie wysunięte, kłapy wychylone na kąt 36°). Model samolotu umieszczono w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego T-3 na wysięgniku oddolnym (rys. 3).



Rys. 3. Model samolotu Tu=154M w tunelu T-3

2.3. Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M

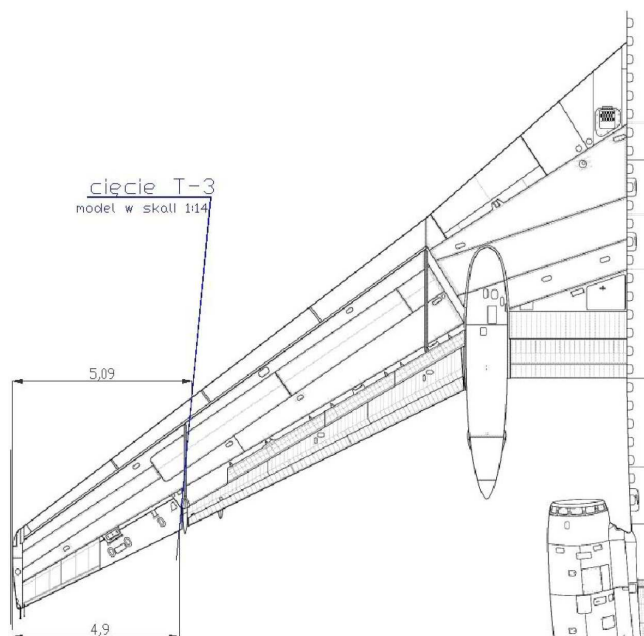
Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M (rys. 3 – kolor czarny) wykonano w technologii kompozytowej przy zachowaniu zasad modelowania „lekkiego” (rozdz. 2.4). Na rys. 4 pokazano miejsce odcięcia końcówki na lewym skrzydle samolotu (wymiały w skali samolotu [m]), a na rys. 5 wymiały tej końcówki (w skali modelu 1:14).

Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M zamocowany był do skrzydła samolotu za pomocą pletwy widocznej na rys. 5. Mechanizm uwalniający końcówkę skrzydła w trakcie zrzutu, wykorzystywał elektromagnetyczne serwo.

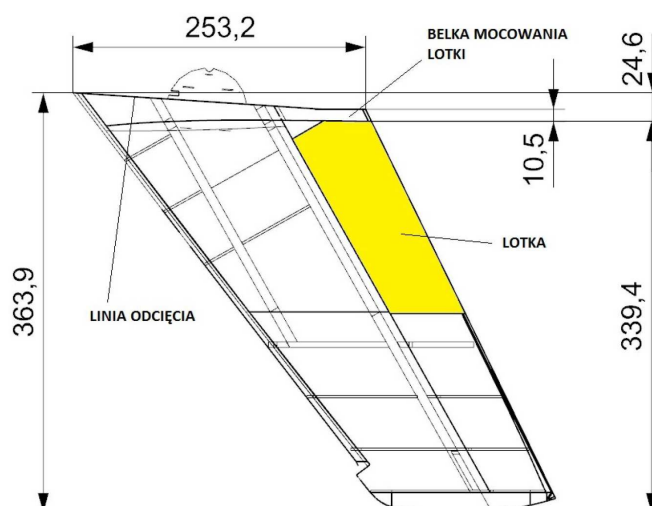
2.4. Technika badań – modelowanie zrzutu podwieszeń

Modelowanie zrzutów w tunelach aerodynamicznych należy do jednych z trudniejszych do wykonania badań eksperymentalnych [11]. Wynika to z faktu, że w porównaniu do innych badań tunelowych, w których dla uzyskania prawidłowych wyników badań należy zachować podobieństwo geometryczne badanego modelu z obiektem rzeczywistym oraz podobieństwo przepływów, to w przypadku modelowania zrzutu należy jeszcze zachować jeden istotny warunek, a mianowicie:

Należy zachować, w każdej fazie modelowanego zrzutu, podobieństwo (pomiędzy warunkami rzeczywistymi i tunelowymi) w zakresie wielkości i kierunku działania sił i momentów



Rys. 4. Miejsce odcięcia końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M



Rys. 5. Wymiary modelu końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M [mm]

aerodynamicznych oraz sił i momentów masowych działających na zrzucone podwieszenie, a także identycznych relacji między tymi siłami i momentami występującymi w warunkach rzeczywistych i tunelowych.

Spełnienie powyższego warunku wymaga zachowania podobieństwa (pomiędzy warunkami rzeczywistymi a modelowanymi) w zakresie:

- geometrii badanych obiektów,
- dynamicznego podobieństwa przepływów,
- podobieństwa dynamicznego zrzuconego obiektu,
- zachowania identycznych relacji pomiędzy siłami i momentami aerodynamicznymi a siłami i momentami masowymi w każdej fazie zrzutu.

2.4.1. Podobieństwo w zakresie geometrii badanych obiektów

Ten warunek zakłada, że badany model, zmniejszony w stosunku do obiektu rzeczywistego, zachowa w pełnym zakresie jego kształt, a wybrana skala modelu określona zostanie stosownie (tj. według zaleceń zawartych w literaturze, np. [12]) do wymiarów przestrzeni/komory pomiarowej tunelu aerodynamicznego

$$\frac{l_R}{l_T} = \lambda \quad (2.1)$$

2.4.2. Dynamiczne podobieństwo przepływów

Spełnienie tego warunku wymaga równoczesnego zachowania wszystkich liczb podobieństwa charakteryzujących przepływy, a określonych w bezwymiarowej postaci równań Naviera-Stokesa [13], tj.

— liczby Reynoldsa

$$\left(\frac{lV_\infty}{\gamma}\right)_R = \left(\frac{lV_\infty}{\gamma}\right)_T \quad (2.2)$$

— liczby Macha

$$\left(\frac{V_\infty}{\alpha_\infty}\right)_R = \left(\frac{V_\infty}{\alpha_\infty}\right)_T \quad (2.3)$$

— liczby Froude'a

$$\left(\frac{V_\infty^2}{lg}\right)_R = \left(\frac{V_\infty^2}{lg}\right)_T \quad (2.4)$$

— Liczby Strouhala

$$\left(\frac{V_\infty t}{l}\right)_R = \left(\frac{V_\infty t}{l}\right)_T \quad (2.5)$$

2.4.3. Dynamiczne podobieństwo zrzucanego obiektu

Zachowanie dynamicznego podobieństwa pomiędzy modelem zrzucanego podwieszenia a obiektem rzeczywistym wymaga zachowania odpowiednich relacji w zakresie:

— masy zrzucanego obiektu

$$(m)_R = K_m(m)_T \quad (2.6)$$

— momentów bezwładności

$$(I)_R = K_I(I)_T \quad (2.7)$$

— położenia środka ciężkości.

Wartości przedstawionych w równaniach (2.6) i (2.7) współczynników K_m i K_I zależne są od przyjętych zasad modelowania.

Zachowanie identycznych relacji pomiędzy siłami i momentami aerodynamicznymi a siłami i momentami masowymi w każdej fazie zrzutu, czyli

$$\left(\frac{Fa}{mg}\right)_R = \left(\frac{Fa}{mg}\right)_T \quad \left(\frac{Ma}{l}\right)_R = \left(\frac{Ma}{l}\right)_T \quad (2.8)$$

Spełnienie równocześnie wszystkich przedstawionych powyżej warunków niezbędnych do prawidłowego eksperymentalnego modelowania zrzutu podwieszeń jest w warunkach tunelowych

niemożliwe. Związane to jest z brakiem możliwości zachowania równocześnie wszystkich liczb podobieństwa przepływów. Dodatkowym istotnym ograniczeniem możliwości modelowania zrzutu podwieszów w tunelach aerodynamicznych są trudności techniczne związane z wykonawstwem modeli do tych badań. Badane modele podwieszów muszą bowiem spełniać zarówno przedstawione powyżej wymagania w zakresie ciężaru, momentu bezwładności i położenia środka ciężkości, jak i wymagania w zakresie trwałości w czasie badań eksperymentalnych. Z tych też powodów w praktyce tunelowej stosuje się uproszczone zasady modelowania. Uproszczenia te polegają na tym, że zachowuje się tylko te warunki podobieństwa, które mają znaczący wpływ na wyniki badań.

W oparciu o wiedzę zaczerpniętą z literatury [14]-[16] można stwierdzić, że w tunelach aerodynamicznych stosuje się najczęściej tylko dwie metody modelowania zrzutu podwieszów, a mianowicie modelowanie „lekkie” (zwane także modelowaniem z zachowaniem liczby Froude’a) oraz modelowanie „ciężkie” (z zachowaniem liczby Macha). Nazwy tych metod modelowania związane są z różnicą w masach badanych modeli wykonanych do realizacji wspomnianych powyżej metod modelowania.

Omawiane w niniejszym artykule eksperymentalne badania trajektorii lotu oderwanej końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M w pobliżu ziemi przeprowadzone zostały metodą modelowania „lekkie”, która narzuca następujące wymagania na warunki badań oraz dynamiczne własności modelowanej końcówki skrzydła, a mianowicie

$$(V_{\infty})_T \approx \frac{(V_{\infty})_R}{\sqrt{\lambda}} \quad (m)_T \approx \frac{1}{\lambda^3} (m)_R \quad (I)_T \approx \frac{1}{\lambda^5} (I)_R \quad (2.9)$$

Zastosowanie metody modelowania „lekkie” w badaniach modelowych zrzutu końcówki lewego skrzydła skutkowało obniżeniem prędkości przepływu niezakłóconego z $(V_{\infty})_R = 75 \text{ m/s}$ w warunkach rzeczywistych do $(V_{\infty})_T = 20 \text{ m/s}$ w warunkach tunelowych, przy skali modelu 1:14 oraz odpowiednim doбором masy i momentów bezwładności modelu końcówki skrzydła, tabela 1.

Tabela 1. Własności dynamiczne modelu końcówki skrzydła

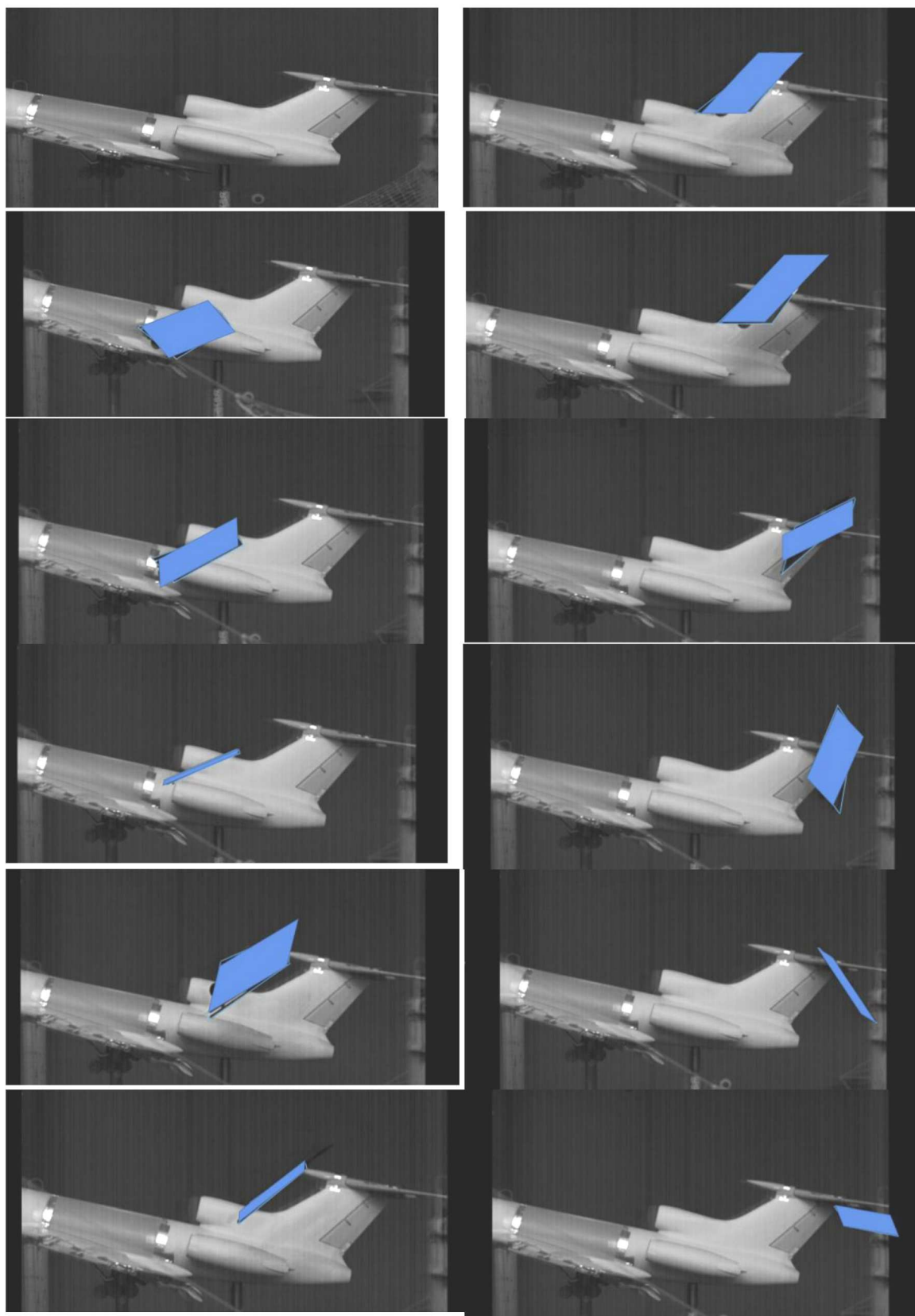
	Masa [kg]	I_{xx} [kg m ²]	I_{yy} [kg m ²]	I_{zz} [kg m ²]
Samolot	750	949,9	668,62	156,1
Model 1:14	0,27	17,7	12,4	2,9

W trakcie wykonywania badań zrzutu modelu końcówki lewego skrzydła rejestrowano kolejne jej położenia po zrzucie (w płaszczyźnie pionowej oraz poziomej) przy pomocy dwóch szybkich kamer.

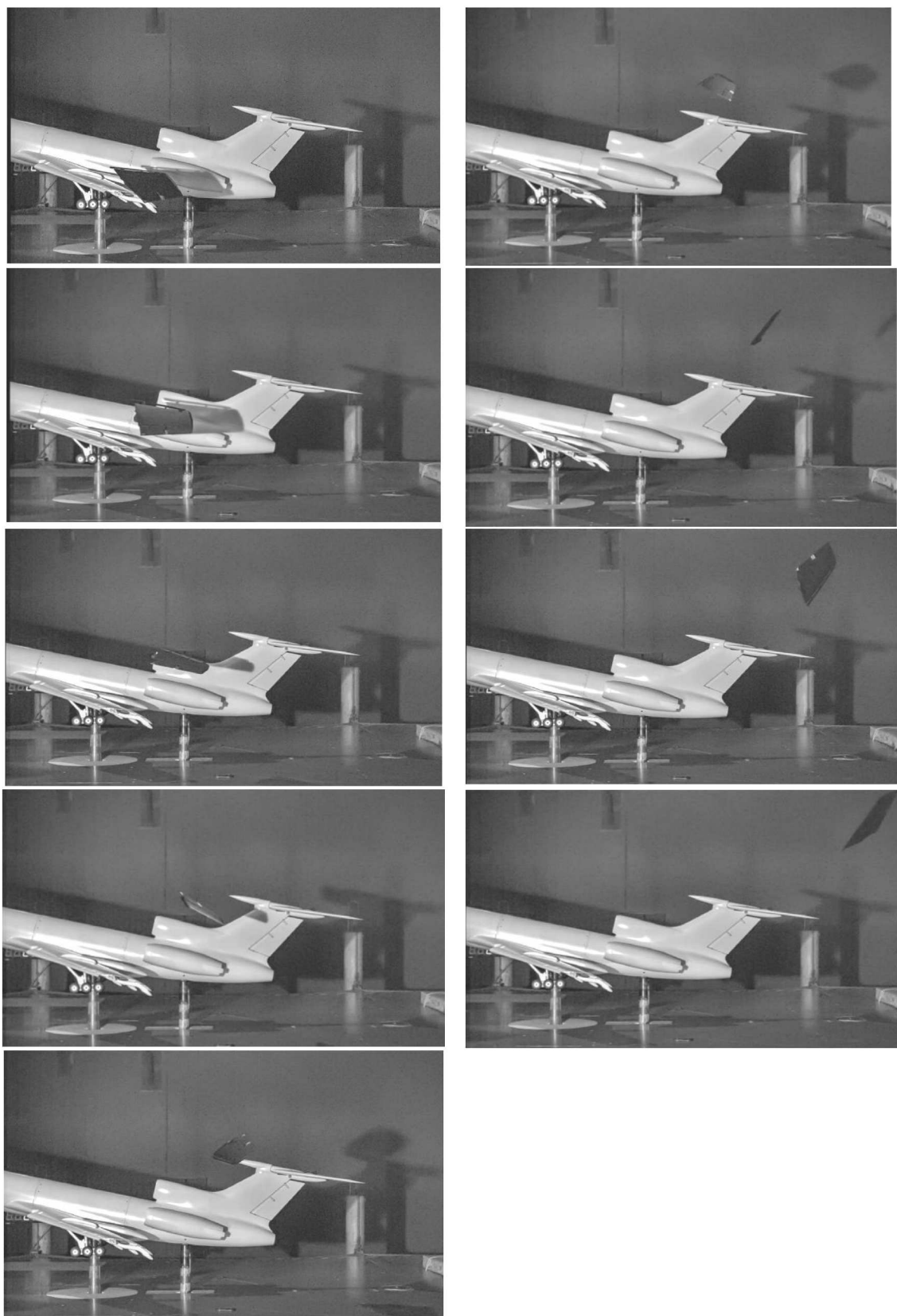
3. Wyniki badań

Na rys. 6-8 przedstawiono zdjęcia kolejnych położów zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu (w sekwencji co 0,03 s) dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią oraz na wysokości $H = 5,1 \text{ m}$ oraz $H = 16,0 \text{ m}$ nad ziemią (płaszczyzna pionowa).

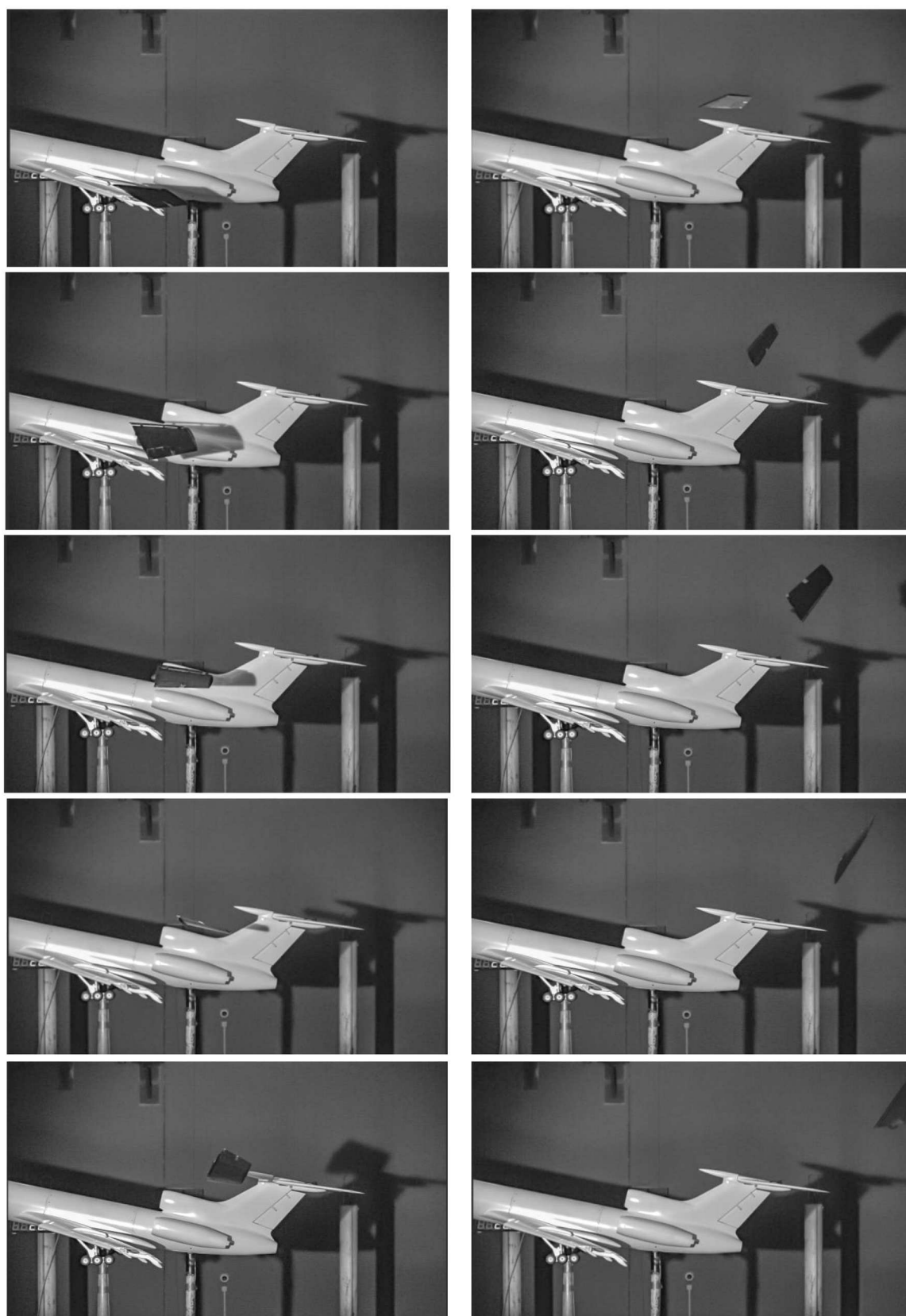
Na rys. 9 przedstawiono zdjęcia kolejnych położów zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu (w sekwencji co 0,03 s) dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 5,1 \text{ m}$ od ziemi (płaszczyzna pozioma).



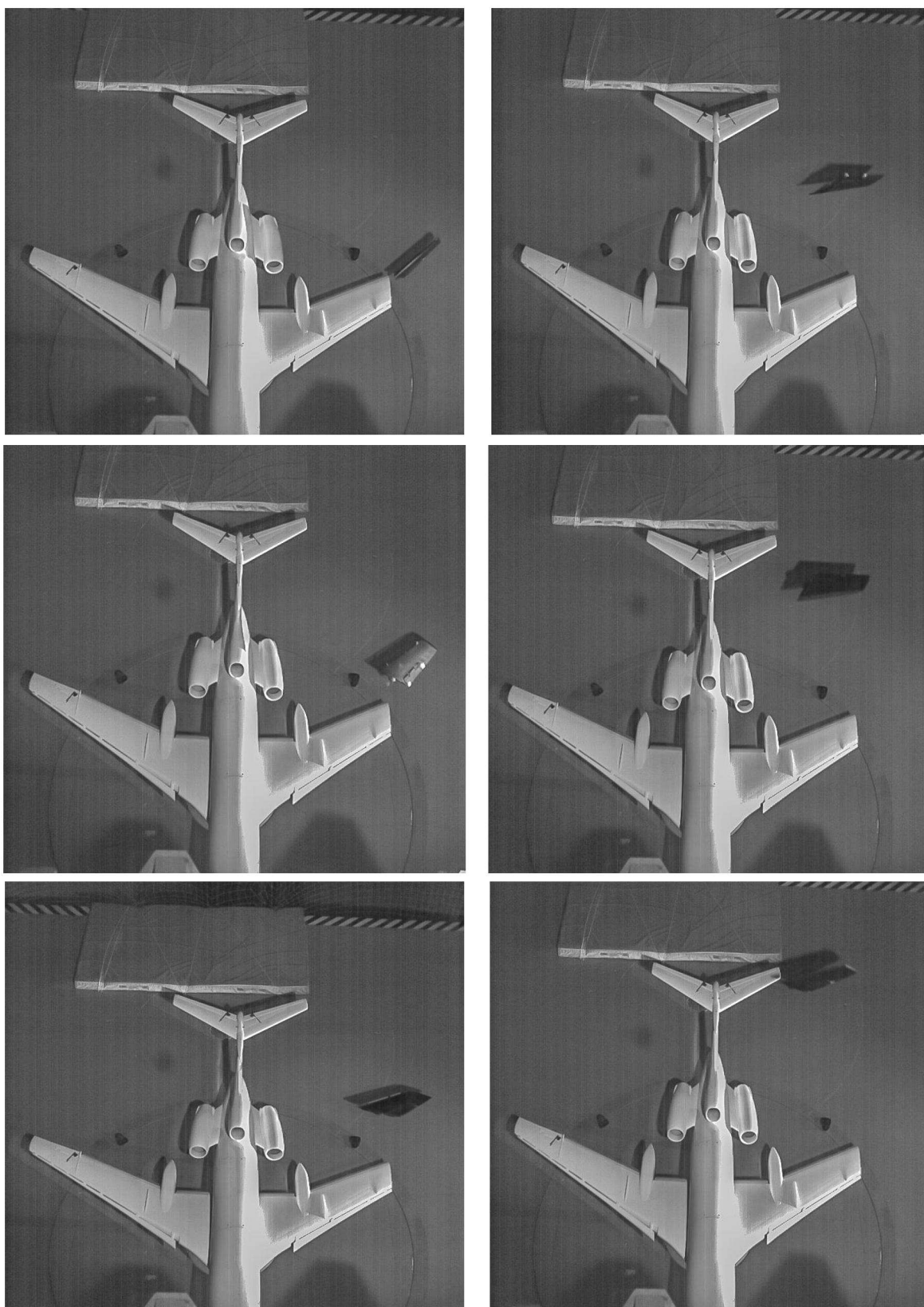
Rys. 6. Trajektoria lotu zrzuconego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 7. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 5,1$ m nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 8. Trajektoria lotu zrzuconego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 16$ m nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 9. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu warunków lotu samolotu na wysokości $H = 16$ m nad ziemią (płaszczyzna pozioma)

4. Wnioski

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki tunelowych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła modelu samolotu Tu-154 M, których celem było wyznaczenie trajektorii jej lotu po zrzucie w pobliżu samolotu.

Analiza wyników badań prowadzi do następujących wniosków:

- Dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią końcówka lewego skrzydła po zrzucie uderza w statecznik poziomy i następnie przelatuje tuż nad, lub tuż pod tym statecznikiem. Badania powtarzano wielokrotnie i za każdym razem dochodziło do uderzenia w statecznik samolotu.
- Bliskość ziemi w chwili zrzutu końcówki skrzydła w istotnym stopniu wpływa na trajektorię jej lotu w pobliżu samolotu. W tym przypadku końcówka lewego skrzydła po zrzucie przelatuje nad statecznikiem poziomym samolotu. Przy czym, im zrzut końcówki skrzydła ma miejsce bliżej ziemi, tym bardziej trajektoria lotu końcówki skrzydła oddala się od statecznika.
- Tor lotu zrzuconej końcówki lewego skrzydła zakrzywia się w kierunku płaszczyzny symetrii samolotu w miarę oddalania się tej końcówki od skrzydła. Jak można przypuszczać, jest to efekt oddziaływania wiru krawędziowego tworzącego się na końcu lewego skrzydła.

Bibliografia

1. Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego „Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154 M nr 101 zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny”, Warszawa, 2011
2. Rosyjski Międzynarodowy Komitet Lotniczy (MAK) „Okonczatelnyj otczet po rassledoowaniju awiacionnogo proisszczestwija”, 2010
3. Podkomisja do spraw Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego z dnia 10 kwietnia 2010 roku „Raport z badania zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu Tu-154 M nad lotniskiem Smoleńsk Siewiernyj na terenie Federacji Rosyjskiej w dniu 10 kwietnia 2010 r.”, Warszawa, 2022
4. Dyskusja panelowa dotycząca naukowo-technicznych aspektów wypadku samolotu Tu-154 M z 10 kwietnia 2010, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012*, K. Sibilski (red.), 27-34, ZG PTMTS, Warszawa, 2012
5. ARTYMOWICZ P., Prezentacja na konferencji Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014 „Katastrofa Tu-154 M PLF 101: konfrontacja obliczeń trajektorii lotu ze zniszczeniami naziemnymi i zapisem dźwięku w kokpicie”, Kazimierz Dolny, 2014
6. ARTYMOWICZ P., Prezentacja na konferencji Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014 „Co obliczenia dynamiczne łamania brzozy i lotu końcówki skrzydła w katastrofie PLF 101 mówią o jej przebiegu?”, Kazimierz Dolny, 2014
7. „Lądowanie i lot urwanej końcówki skrzydła Tu-154 – katastrofa w Smoleńsku”.
<https://www.salon24.pl/u/niegracz/846703,ladowanie-i-lot-urwanej-koncowki-skrzydla-tu-154-katastrofa-w-smolensku>
8. <http://fizyka-smolenska.salon24.pl/368316,15-dokad-doleciala-koncowka-skrzydla-prawidlowe-obliczenia>
9. <http://fizyka-smolenska.salon24.pl/371866,16-lot-koncowki-skrzydla-wykresy-i-warianty>
10. OLEJNIK A., KACHEL S., KISZKOWIAK Ł., MIKOŁAJCZYK M., RADOMSKI M., *Analiza wyników badań prowadzonych w WAT na rzecz wyjaśnienia przyczyn katastrofy smoleńskiej*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, 2017
11. KRZYSIAK A., Modelowanie zrzutu podwiesz w tunelowych badaniach aerodynamicznych, *Modelowanie Inżynierskie*, Gliwice 2010, ss. 133-146, ISSN 1896-771X

12. POPE A., RAE W., *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, Wiley-Interscience Publication, 1984
13. BUKOWSKI J., *Mechanika płynów*, PWN Warszawa, 1975
14. COSTE J., LEYNAERT J., *Wind Tunnel Studies of Store Separation with Load Factor. Freedrops and Captive Trajectories*, Rech. Aerosp. 1982-1
15. DEITCHMAN S.J., *Similarity Laws for Dynamic Model Testing*, Report GC-910-C-14, Sept. 1956, Cornell Aeronautical Lab. Buffalo, N.Y.
16. MOORE S.B., Wind-tunnel system and techniques for aircraft/store compatibility studies, *Journal Aircraft*, December 1971

Experimental research of the flight trajectory of a detached Tu-154 M wing tip in near-ground conditions

Since the crash of the Tu-154M government aircraft near Smolensk-Severnoy airport in 2010, two official commissions have been established to investigate the causes of this accident. The commissions indicated different causes of the aircraft crash. The only common point was that as a result of the accident, the aircraft left wing was damaged. The report of the first commission stated that the accident occurred as a result of the plane collision with a tree, as a result of which the left wing tip was cut off. On the other hand, in the report of the second commission, it was stated that the cause of the crash was an explosion of explosives placed in the left wing of the aircraft. This work refers to this accident. The paper presents the results of experimental tests of dropping the left wing tip (1/3 of the wing) from the Tu-154M aircraft model made in 1:14 scale. The Tu-154M aircraft model was designed and manufactured by the Military University of Technology based on the exact geometry of the aircraft obtained by scanning a real-size object. The dropped left wing tip was designed according to the "light" modeling principles. The tests were carried out in the T-3 low-speed wind tunnel of the Institute of Aviation. During the drop of the left wing tip, the Tu-154M aircraft model was reproduced the landing configuration, that is, the slats and the landing gear was extended, and the flaps extended to an angle of 36° . The tests included observation and registration of the flight path of the left wing tip in high-altitude and near-ground flight conditions. The tests were performed for three different distances of the modeled aircraft from the ground, i.e. $H = 5.1$ m, $H = 7.5$ m and $H = 16.0$ m. During the tests of the drop of the left wing tip, the aircraft model was positioned at the angle of attack $\alpha = 12.5^\circ$ in relation to the undisturbed flow. According to the principles of "light" modeling, the flight speed of the aircraft was $V = 75$ m/s, which corresponded to the air flow velocity in the wind tunnel $V = 20$ m/s. The research discussed in this paper was commissioned by the Subcommittee to Reinvestigate the Aircraft Accident operating at the Ministry of National Defense.