

O POTRZEBIE I MOŻLIWOŚCIACH PRZEPROWADZENIA BADAŃ MODELOWYCH POTWIERDZAJĄCYCH HIPOTEZĘ ZNISZCZENIA SAMOLOTU TU-154M POD SMOLEŃSKIEM PRZEZ ROZERWANIE SAMOLOTU W POWIETRZU

Andrzej Flaga

Abstract

In the presence of lack of accessibility to full documentation of Smolensk tragedy and in the presence of existing of several hypothesis – sometimes divergent – explaining occurrence of this disaster, conducting of model tests in this case seems to be most rational and cheapest solution. In the paper, basic similarity criteria of such model tests were derived. Moreover, measuring stand and experimental set up necessary in these experiments were presented and discussed. Two possibilities of model experiments were taken into account: 1. Model tests in wind tunnel of the Wind Engineering Laboratory at the Cracow University of Technology; 2. Model tests in testing ground experiments.

Keywords – Model tests, similarity criteria

Streszczenie

Wobec braku dostępu do pełnej dokumentacji tragedii smoleńskiej przy jednoczesnym pojawieniu się kilku hipotez – niejednokrotnie rozbieżnych – wyjaśnienie okoliczności katastrofy w oparciu o przeprowadzone badania modelowe wydaje się być rozwiązaniem najbardziej racjonalnym i tanim. W artykule tym podano podstawowe kryteria podobieństwa takich badań modelowych. Ponadto został omówiony i przedyskutowany zakres pomiarów oraz aparatura konieczna do ich przeprowadzenia. Rozważono dwie możliwości badań modelowych: 1. Badania modelowe w tunelu aerodynamicznym w Laboratorium Inżynierii Wiatrowej Politechniki Krakowskiej; 2. Badania modelowe na poligonie doświadczalnym w terenie.

Słowa kluczowe – Badania modelowe, kryteria podobieństwa

1. UZASADNIENIE POTRZEBY PRZEPROWADZENIA BADAŃ MODELOWYCH ZNISZCZENIA SAMOLOTU TU-154M POD SMOLEŃSKIEM

Wobec braku dostępności do pełnej dokumentacji tragedii smoleńskiej, a także wobec istnienia szeregu – czasami rozbieżnych – hipotez tłumaczących powstanie tej katastrofy, przeprowadzenie badań modelowych omawianego przypadku wydaje się być rozwiązaniem najbardziej racjonalnym. Przy spełnieniu podstawowych kryteriów podobieństwa, badania takie są z jednej strony

stosunkowo tanie, a z drugiej strony pozwolą przebadać wpływ kilku najważniejszych parametrów na przebieg katastrofy, będącej wynikiem ewentualnego uderzenia samolotu w brzozę, czy też ewentualnego rozerwania samolotu w powietrzu spowodowanego wybuchem lub wybuchami wewnątrz samolotu, łącznie ze śledzeniem trajektorii ruchu poszczególnych części samolotu, aż do momentu ich uderzenia w ziemię. Badania takie można będzie przeprowadzić np. w tunelu aerodynamicznym w mniejszej skali (np. w tunelu aerodynamicznym Politechniki Krakowskiej na modelu samolotu rzędu 0,4 m) lub w większej skali w naturze, na specjalnie w tym celu przygotowanym stanowisku badawczym (tzw. badania poligonowe na modelu samolotu 2 m lub większym). Te drugie badania są bardziej wiarygodne, ale niewątpliwie droższe. Tak w jednym jak i w drugim przypadku należy spełnić najważniejsze kryteria podobieństwa analizowanego zjawiska. Zagadnienia te są właśnie przedmiotem bardziej szczegółowych rozważań dalej, przy czym więcej uwagi poświęcono badaniom modelowym w tunelu aerodynamicznym.

2. PODSTAWOWE KRYTERIA PODOBIEŃSTWA JAKIE POWINNY BYĆ SPEŁNIONE W BADANIACH MODELOWYCH ANALIZOWANEGO PRZYPADKU

Z analizy wymiarowej można wyprowadzić określone relacje, jakie powinny być spełnione dla skal wielkości fizycznych charakteryzujących dane zjawisko aerodynamiczne [1]. W analizowanym przypadku przyjęto następujące zbiory wielkości fizycznych, istotne do opisu zachowania się samolotu Tu-154M w ostatnich chwilach jego lotu.

- **Zbiór wielkości wymiarowych i bezwymiarowych charakteryzujących powietrze kontaktujące się z samolotem:**

$$(W) = (\rho, v, V_a, V_w, \alpha, \theta, I_v, L_v)$$

gdzie: ρ - gęstość powietrza atmosferycznego; v - lepkość kinematyczna powietrza; V_a - prędkość dźwięku; V_w - prędkość średnia wiatru na wysokości odniesienia; α -

bezwymiarowy wykładnik w profilu potęgowym wiatru; θ – średni kąt natarcia wiatru (bezwymiarowy); I_v – intensywność turbulencji (bezwymiarowa); L_v – skala turbulencji. W dalszym ciągu założono, że wpływ ewentualnego wiatru jest do pominięcia, czyli: $(W) = (v, \rho, V_a)$;

- **Zbiór wielkości mechanicznych i geometrycznych charakteryzujących brzozę:**

$$(B) = (EI(z), GA(z), m(z), H, H_u, H_{z\dot{b}}, z, R_{z\dot{g}}, R_{\dot{s}\dot{c}b})_b$$

gdzie: EI_b, GA_b – sztywność giętna i ścinania; m_b – masa na jednostkę długości; z_b – wysokość nad terenem; H_b – wysokość brzozy; H_{ub} – wysokość uderzenia skrzydła samolotu o brzozę; $H_{z\dot{b}}$ – wysokość złamania się brzozy; $R_{z\dot{g}}, R_{\dot{s}\dot{c}b}$ – wytrzymałość materiału brzozy na zginanie i ścinanie);

- **Zbiór wielkości geometrycznych całego samolotu (indeks s) i poszczególnych jego części (indeks i) oraz miejsca zderzenia skrzydła z brzozą (indeks u) i miejsca ewentualnego wybuchu (indeks w):**

$$(G) = ((G)_s; (G)_i; (G)_u; (G)_w) =$$

$$= [((K, B, D, L, \beta, \gamma, H))_s; (K, B, D, L)_i; (x_u, y_u, z_u); (x_w, y_w, z_w)]$$

gdzie: i – numery poszczególnych części samolotu (kadłuba, skrzydeł itp.); K_s, K_i – kształt samolotu lub części i samolotu (wielkość bezwymiarowa); $B_s, D_s, L_s, B_i, D_i, L_i$ – wymiary charakterystyczne całego samolotu lub jego części; β_s, γ_s – kąty odchylenia i pochylenia samolotu (wielkości w radianach – bezwymiarowe), H_s – wysokość środka ciężkości samolotu przed zderzeniem z brzozą; x_u, y_u, z_u ; x_w, y_w, z_w – współrzędne odpowiednio miejsca uderzenia i ewentualnego wybuchu;

- **Zbiór wielkości mechanicznych samolotu i poszczególnych jego części:**

$$(M) = ((M)_s; (M)_i; g, t, t_u, t_w) = [((m, (I), V))_s;$$

$$[(\rho)_m^{eq} [(s, x)_p, y_p], E, G, R_e;$$

$$\xi(t), \eta(t), \zeta(t), (\sigma) [(s, x)_p, y_p, t]);$$

$$[(p) [(s, x)_c, y_c, t], [p_w, s, x]_p, y_p, x_c, y_c]_i; g, t, t_u, t_w] m_b = [\rho] [(L)]^2; k_{mb} = k_\rho k_L^2,$$

gdzie: $m_s, (I)_s$ – masa i momenty bezwładności całego samolotu; V_s – prędkość samolotu; ρ_{mi}^{eq} – ekwiwalentna (uśredniona, zastępcza) gęstość masy fragmentu przekroju poprzecznego ΔA_i części i samolotu przyjęta zgodnie ze wzorem:

$$\rho_{mi}^{eq} \Delta A_i^{eq} = \int_{\Delta A_i} \rho_{mi}^{eq} d\Delta A_i$$

gdzie: ΔA_i^{eq} – pole ekwiwalentne odpowiadające polu ΔA_i ; E_i, G_i – moduły odpowiednio sprężystości podłużnej i poprzecznej części i samolotu; ξ_i, η_i, ζ_i – współrzędne środka ciężkości części i samolotu określające trajektorię ruchu tej części; R_{ei} – wytrzymałość (granica plastyczności) materiału części i samolotu; $(\sigma)_i$ – naprężenia w przekroju poprzecznym części i samolotu; P_i – ciśnienie od otaczającego powietrza na powierzchni części i samolotu, P_{wi} – ciśnienie wewnętrzne części i samolotu, g – przyspieszenie ziemskie; S_i – współrzędna krzywoliniowa osiowa części i samolotu; $x_{pi}, y_{pi}, x_{ci}, y_{ci}$ – współrzędna punktu przekroju poprzecznego i punktu krzywej konturowej zewnętrznej części i samolotu; t – czas; t_u – czas

w chwili zderzenia; t_w – czas w chwili ewentualnego wybuchu.

Jako bazę wymiarową analizowanego zjawiska przyjęto trzy wielkości niezależne wymiarowo: $\rho, V=V_s$ i $L=L_s$, których wymiary zawierają wymiary podstawowej bazy mechanicznej, tj. masy, długości i czasu.

Dla dowolnej wielkości wymiarowej a_j stanowiącej parametr charakteryzujący badane zjawisko można napisać następujące relacje:

$$[a_j] = [\rho]^{\alpha_j} [V_s]^{\beta_j} [L_s]^{\gamma_j}$$

$$\left(\frac{a_j}{\rho^{\alpha_j} V_s^{\beta_j} L_s^{\gamma_j}} \right)_M = \Pi_{jM} = \Pi_{jP} = \left(\frac{a_j}{\rho^{\alpha_j} V_s^{\beta_j} L_s^{\gamma_j}} \right)_P$$

$$\frac{a_{jM}}{a_{jP}} = k_{aj} = \left(\frac{\rho^{\alpha_j} V_s^{\beta_j} L_s^{\gamma_j}}{\rho^{\alpha_j} V_s^{\beta_j} L_s^{\gamma_j}} \right)_M = k_\rho^{\alpha_j} k_V^{\beta_j} k_L^{\gamma_j}$$

gdzie: k_ρ, k_V, k_L – skale wielkości bazy wymiarowej; k_{aj} – skale pozostałych wielkości zależnych wymiarowo; M, P – indeksy odnoszące się do modelu i prototypu.

Wówczas, przenosząc wyniki pomiarów uzyskanych z modelu na obiekt naturalny (prototyp), należałoby korzystać z następujących relacji między skalami bazy wymiarowej k_ρ, k_V, k_L oraz skalami pozostałych wielkości fizycznych charakteryzujących to zjawisko.

- **Skale zbioru wielkości (W)**

- skala lepkości k_ν

$$[\nu] = [V][L]; k_\nu = k_V k_L$$

- skala prędkości dźwięku k_{V_a} :

$$[V_a] = [V]; k_{V_a} = k_V,$$

- **Skale zbioru wielkości (B)**

- skale sztywności giętnej k_{EIb} i ścinania k_{GAb} :

$$[EI]_b = [\rho] [[V]]^2 [[L]]^4; k_{EIb} = k_\rho k_V^2 k_L^4,$$

$$[GA]_b = [\rho] [[V]]^2 [[L]]^2; k_{GAb} = k_\rho k_V^2 k_L^2,$$

- skala masy na jednostkę długości k_{mb} :

$$[m]_b = [\rho] [[L]]^2; k_{mb} = k_\rho k_L^2,$$

- skale wysokości $k_{Hb}, k_{H_{ub}}, k_{H_{z\dot{b}}}, k_{zb}$:

$$[H]_b = [H_{ub}] = [H_{z\dot{b}}] = [z]_b = [L];$$

$$k_{Hb} = k_{H_{ub}} = k_{H_{z\dot{b}}} = k_{zb} = k_L,$$

- skale wytrzymałości $k_{R_{z\dot{g}b}}, k_{R_{\dot{s}\dot{c}b}}$:

$$[R_{z\dot{g}b}] = [R_{\dot{s}\dot{c}b}] = [\rho] [[V]]^2;$$

$$k_{R_{z\dot{g}b}} = k_{R_{\dot{s}\dot{c}b}} = k_\rho k_V^2,$$

- **Skale zbioru wielkości (G)**

- skale rozmiarów:

$$k_{B_s}, k_{D_s}, k_{L_s}, k_{H_s}, k_{B_i}, k_{D_i}, k_{L_i}, k_{x_u},$$

$$k_{y_u}, k_{z_u}, k_{x_w}, k_{y_w}, k_{z_w};$$

$$[B]_s = [L], \dots, [$$

$$z_w] = [L]; k_{B_s} [k]_L, \dots, k_{z_s} = k_L,$$

- skale kątów k_{β_s} i k_{γ_s} :

$$[\beta]_s = [\gamma]_s = [\text{rad}]; k_{\beta_s} = k_{\gamma_s} = 1$$

- **Skale zbioru wielkości (M)**

- skala masy k_{m_s} :

$$[m]_s = [\rho] [[L]]^3; k_{m_s} = k_\rho k_L^3,$$

- skala momentu bezwładności masy k_{I_s} :

$$[I]_s = [\rho] [[L]]^5; k_{I_s} = k_\rho k_L^5,$$

- skale gęstości masy $k_{\rho_{mi}^{eq}}$:
 $[[\rho]_{mi}^{eq}] = [\rho]$; $k_{\rho_{mi}^{eq}} = k_{\rho}$,
- skale modułów sprężystości k_{Ei} i k_{Gi} :
 $[E_i] = [G_i] = [\rho][V]^2$; $k_{Ei} = k_{Gi} = k_{\rho}k_V^2$,
- skale wytrzymałości k_{Rei} :
 $[R_{ei}] = [\rho][[V]]^2$; $k_{Rei} = k_{\rho}k_V^2$,
- skale trajektorii ruchu $k_{\xi_i}, k_{\eta_i}, k_{\zeta_i}$:
 $[\xi_i] = [\eta_i] = [\zeta_i] = [L]$; $k_{\xi_i} = k_{\eta_i} = k_{\zeta_i} = k_L$,
- skale naprężeń k_{σ_i} i ciśnień $k_{p_i}, k_{p_{wi}}$:
 $[\sigma_i] = [p_i] = [p_{wi}] = [\rho][V]^2$;
 $k_{\sigma_i} = k_{p_i} = k_{p_{wi}} = k_{\rho}k_V^2$,
- skale współrzędnych: $k_{s_i}, k_{x_{pi}}, k_{y_{pi}}, k_{x_{ci}}, k_{y_{ci}}$:
 $[s_i] = [L], \dots, [[y_{ci}] = [L]$;
 $k_{s_i} = k_L, \dots, k_{y_{ci}} = k_L$,
- skala grawitacji k_g :
 $[g] = [[V]]^2 [[L]]^{-1}$; $k_g = k_V^2 k_L^{-1}$,
- skale czasu: k_t, k_{tu}, k_{tw} :
 $[t] = [t_u] = [t_w] = [[V]]^{-1} [L]$;
 $k_t = k_{tu} = k_{tw} = k_V^{-1} k_L$.

2.1. Dobór skal badanego zjawiska

Przyjęcie, iż w tunelu aerodynamicznym przepływającym płynem jest powietrze atmosferyczne w warunkach naturalnych oznacza, iż przyjęto tu następujące skale podobieństwa:

- skalę gęstości: $k_{\rho} = \frac{\rho_M}{\rho_P} = 1$;
- skalę lepkości: $k_{\nu} = \frac{\nu_M}{\nu_P} = 1$;
- skalę grawitacji: $k_g = \frac{g_M}{g_P} = 1$;
- skalę prędkości dźwięku (ściślność płynu):
 $k_{V_a} = \frac{V_{aM}}{V_{aP}} = 1$.

Uwzględniając wymiary samolotu w naturze i wymiary przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego, skala podobieństwa geometrycznego k_L jest do ustalenia i będzie rzędu 1/100.

Ponieważ faktycznie przyjętych jest na wstępie 5 skal podobieństwa, a można przyjąć tylko 3 skale jako niezależne, wnika stąd wniosek, że w ogólności mogą być nie spełnione inne skale podobieństwa (lub bezwymiarowe liczby kryterialne stanowiące określone kryteria podobieństwa).

Rozważmy teraz bardziej szczegółowo problem spełnienia poszczególnych skal podobieństwa w badaniach modelowych samolotu Tu-154M.

• Skale zbioru wielkości (W)

- skala gęstości: $k_{\rho} = 1$ (założona i spełniona),
- skala lepkości: $k_{\nu} = k_{\nu} k_L = 1$ (założona i nie spełniona jeżeli $k_{\nu} k_L \neq 1$)
- skala prędkości dźwięku $k_{V_a} = 1$ (założona i spełniona)

• Skale zbioru wielkości (B)

- skale sztywności giętej k_{EiB} i ścinania k_{GAb} :

$$k_{EiB} = k_{\rho} k_V^2 k_L^4 = k_V^2 k_L^4 \text{ (do spełnienia),}$$

$$k_{GAb} = k_{\rho} k_V^2 k_L^2 = k_V^2 k_L^2 \text{ (do spełnienia),}$$

- skala masy na jednostkę długości:

$$k_{mb} = k_{\rho} k_L^2 = k_L^2 \text{ (do spełnienia),}$$

- skale wysokości:

$$k_{Hb} = k_{H_{ub}} = k_{zb} = k_L \text{ (do spełnienia),}$$

- skale wytrzymałości:

$$k_{Rzgb} = k_{R_{\acute{s}cb}} = k_{\rho} k_V^2 = k_V^2 \text{ (do spełnienia),}$$

• Skale zbioru wielkości (G)

- skale rozmiarów:

$$k_{Bs} = \dots = k_{zw} = k_L \text{ (do spełnienia),}$$

- skale kątów:

$$k_{\beta s} = k_{\gamma s} = 1 \text{ (do spełnienia),}$$

• Skale zbioru wielkości (M)

- skala masy:

$$k_{ms} = k_{\rho} k_L^3 = k_L^3 \text{ (do spełnienia),}$$

- skala momentu bezwładności masy:

$$k_{Is} = k_{\rho} k_L^5 = k_L^5 \text{ (do spełnienia),}$$

- skala prędkości samolotu:

$$k_{Vs} = k_V \text{ (do ustalenia),}$$

- skala gęstości masy: $k_{\rho_{mi}^{eq}} = k_{\rho} = 1$ (do spełnienia),

- skala modułów sprężystości:

$$k_{Ei} = k_{Gi} = k_{\rho} k_V^2 = k_V^2 \text{ (do spełnienia),}$$

- skala wytrzymałości:

$$k_{Rei} = k_{\rho} k_V^2 = k_V^2 \text{ (do spełnienia),}$$

- skala trajektorii ruchu:

$$k_{\xi_i} = k_{\eta_i} = k_{\zeta_i} = k_L \text{ (skale transformacji wyników pomiarów modelowych na obiekt naturalny),}$$

- skale naprężeń i ciśnień:

$$k_{\sigma_i} = k_{p_i} = k_{\rho} k_V^2 = k_V^2 \text{ (skale transformacji wyników pomiarów modelowych na obiekt naturalny),}$$

- skale współrzędnych:

$$k_{s_i} = k_{y_{ci}} = k_L \text{ (do spełnienia),}$$

- skala grawitacji:

$$k_g = k_V^2 k_L^{-1} = 1 \text{ (założona i nie spełniona jeżeli } k_V^2 \neq k_L \text{),}$$

- skale czasu:

$$k_t = k_{tu} = k_{tw} = k_V^{-1} k_L \text{ (do spełnienia).}$$

W analizowanym przypadku, przy wyznaczaniu w badaniach modelowych trajektorii ruchu poszczególnych części samolotu po jego zderzeniu się z brzozą i po ewentualnym wybuchu w samolocie nad ziemią, uznaje się iż daleko ważniejsza do spełnienia jest skala grawitacji k_g aniżeli skala lepkości powietrza k_{ν} . Wobec tego w badaniach modelowych należy przyjąć:

$$k_V^2 k_L^{-1} = 1 \rightarrow k_V = \sqrt{k_L}$$

Spełnienie skali grawitacji oznacza też, że:

$$\frac{k_V^2}{k_g k_L} = 1 \rightarrow \frac{\left(\frac{V^2}{gL}\right)_{\text{Model}}}{\left(\frac{V^2}{gL}\right)_{\text{Prototyp}}} = 1 \rightarrow Fr = \frac{V^2}{gL} = \text{const.}$$

czyli, że spełniona jest równość liczby Froude'a Fr dla modelu i prototypu.

Wówczas nie spełniona będzie skala lepkości k_v i związana z nią kryterialna liczba podobieństwa Reynoldsa Re , bowiem:

$$k_v = k_v k_L = \sqrt{k_L} k_L \neq 1 \rightarrow \frac{\left(\frac{VL}{v}\right)_{Model}}{\left(\frac{VL}{v}\right)_{Prototyp}} \neq 1$$

$$\rightarrow Re = \frac{VL}{v} \neq const.$$

W analizowanym przypadku spełnione jest kryterium związane z liczbą Macha Ma , bowiem:

$$k_{Va} = k_v = 1 \rightarrow \frac{\left(\frac{V}{V_a}\right)_{Model}}{\left(\frac{V}{V_a}\right)_{Prototyp}} = 1 \rightarrow Ma = \frac{V}{V_a} = const.$$

Spełnienie wszystkich wskazanych skal podobieństwa w omawianych badaniach modelowych jest praktycznie niemożliwe. Po ewentualnym wybuchu samolotu w powietrzu parametry związane z odkształcalnością i wytrzymałością poszczególnych części samolotu schodzą na plan dalszy, gdy chodzi o trajektorie ich ruchu. Tak więc nie spełnienie skal podobieństwa: k_{Ei}, k_{Gi}, k_{Rei} – nie powinno prowadzić do istotnych błędów przy analizie trajektorii ruchu poszczególnych części samolotu Tu-154M.

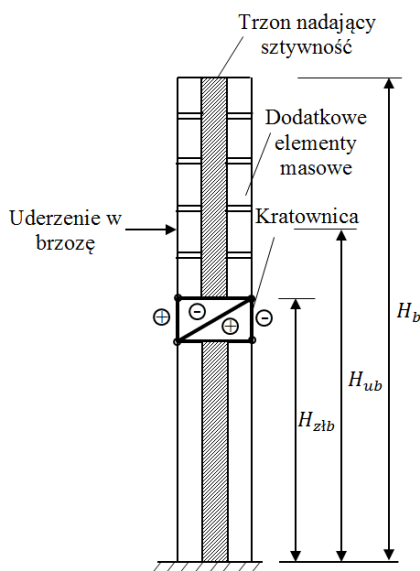
Gdyby model brzozy wykonać z podobnego materiału oraz spełniony byłby warunek $k_v^2 = k_L$, wówczas będzie:

$$k_{Eib} = \frac{(EI_b)_{Model}}{(EI_b)_{Prototyp}} = \frac{(I_b)_{Model}}{(I_b)_{Prototyp}} = k_p k_v^2 k_L^4 = k_L^5,$$

$$k_{GAb} = \frac{(GA_b)_{Model}}{(GA_b)_{Prototyp}} = \frac{(A_b)_{Model}}{(A_b)_{Prototyp}} = k_p k_v^2 k_L^2 = k_L^3,$$

$$k_{mb} = \frac{(\rho_{mb} A_b)_{Model}}{(\rho_{mb} A_b)_{Prototyp}} = \frac{(A_b)_{Model}}{(A_b)_{Prototyp}} = k_p k_L^2 = k_L^2,$$

$$k_{Rzgb} = k_{Rścib} = k_p k_v^2 = k_L.$$



Rys. 1. Schemat ideowy budowy modelu brzozy.

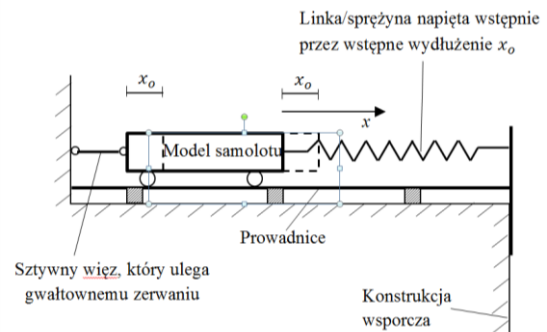
Jak widać, równoczesne spełnienie powyższych kryteriów podobieństwa, gdy materiałem jest brzoza - nie jest możliwe. Możliwe jest spełnienie tych kryteriów w przybliżeniu jedynie przy założeniu, że model brzozy będzie zbudowany z różnych materiałów. Ideę takiego rozwiązania pokazano na Rys. 1. Trzon, elementy masowe i dodatkowa

kratownica wykonane są z różnych materiałów. W przypadku kratownicy pręty powinny być wykonane z materiału kruchego, który ma małą wytrzymałość na rozciąganie, a odpowiednio większą wytrzymałość na ściskanie.

3. SPOSÓB REALIZACJI BADAŃ W TUNELU AERODYNAMICZNYM (LUB NA POLIGONIE)

3.1. Stanowisko do nadania modeli samolotu Tu-154M prędkości początkowej V_p

Schemat ideowy stanowiska do nadania modeli samolotu Tu-154M prędkości początkowej V_p , odpowiadającej prędkości tego samolotu przed zderzeniem w brzozę $V_s = V$, przedstawia Rys. 2.

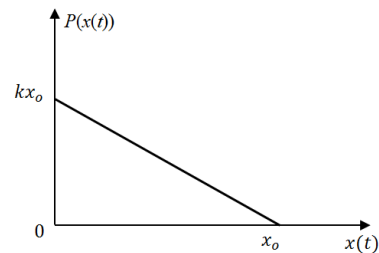


Rys. 2. Schemat ideowy stanowiska do nadania modeli samolotu prędkości początkowej V_p .

Po zerwaniu więzu sztywnego równanie ruchu układu jak na Rys. 2 o masie modelu samolotu m i sztywności linki/sprężyny k – przy pominięciu mniej istotnych w tym przypadku innych sił (np. sił aerodynamicznych, tarcia) – ma postać:

$$m\ddot{x} = \begin{cases} k(x_0 - x) & \text{gdy } x \leq x_0 \\ 0 & \text{gdy } x > x_0 \end{cases}$$

Wykres zrealizowanej siły $P(x(t))$ przedstawia Rys. 3.



Rys. 3. Wykres zrealizowanej siły $P(x(t))$.

Całkowanie tego równania przy warunkach początkowych dla $t=0$: $x(0)=0$ i $\dot{x}(0) = 0$ oraz przy $x(t) \leq x_0$ daje wyniki

$$\ddot{x} = \frac{k}{m}(x_0 - x)$$

$$\dot{x} = \frac{k}{m}\left(x_0 t - \frac{x^2}{2}\right)$$

$$x^3 + \frac{6m}{k}x - 3x_0 t^2 = 0$$

Czas t_p w chwili gdy $x(t_p) = x_0$ wynosi:

$$t_p = \sqrt{\frac{x_0^2}{3} + \frac{m}{2k}}$$

zaś prędkość w tej chwili $\dot{x}(t_p) = V_p$ wynosi

$$V_p = \frac{kx_0}{m} \left(\sqrt{\frac{x_0^2}{3} + \frac{m}{2k}} - \frac{x_0^2}{2} \right)$$

Przyspieszenie modelu w chwili początkowej

$$\ddot{x}(0) = \frac{kx_0}{m},$$

a w chwili t_p

$$\ddot{x}(t_p) = 0.$$

3.2. Symulacja ewentualnego zderzenia samolotu z brzozą

Na drodze lotu samolotu należy usytuować w odpowiednim miejscu model brzozy omówiony wcześniej, zamocowany do podłogi tunelu aerodynamicznego. Wobec rozbieżnych informacji na temat wysokości ostatniej fazy lotu samolotu Tu-154M należy rozpatrzyć dwie sytuacje przelotu modelu samolotu: 1. Samolot nie zderza się z brzozą przelatując nad nią; 2. Model samolotu uderza w brzozę lewym skrzydłem.

3.3. Symulacja ewentualnego wybuchu samolotu w powietrzu

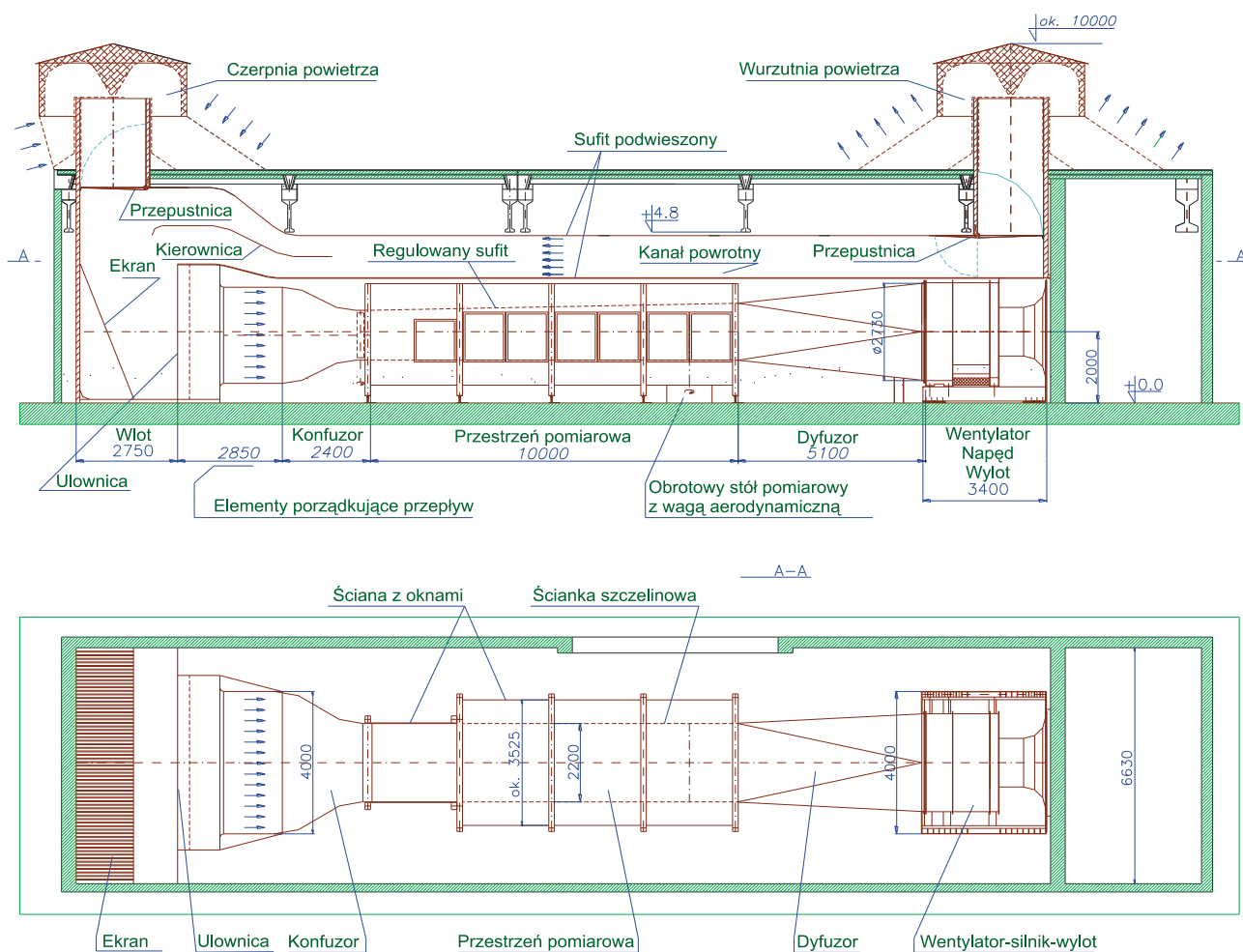
Przed lub po uderzeniu modelu samolotu w model brzozy w założonej chwili czasu wynikającej ze skali podobieństwa

k_{tw} należy sztucznie spowodować rozerwanie (podział) samolotu na kilka części. Sposób realizacji tego zadania wymaga konsultacji ze specjalistami. Na podstawie niepełnych informacji jakie na dziś posiadamy należy rozważyć dwie możliwe lokalizacje miejsca wybuchu (lub wybuchów): 1. Wybuch wewnątrz lewego skrzydła samolotu; 2. Wybuch wewnątrz kadłuba samolotu w jego tylnej części. Możliwe jest też wystąpienie wybuchów równocześnie w obu tych miejscach.

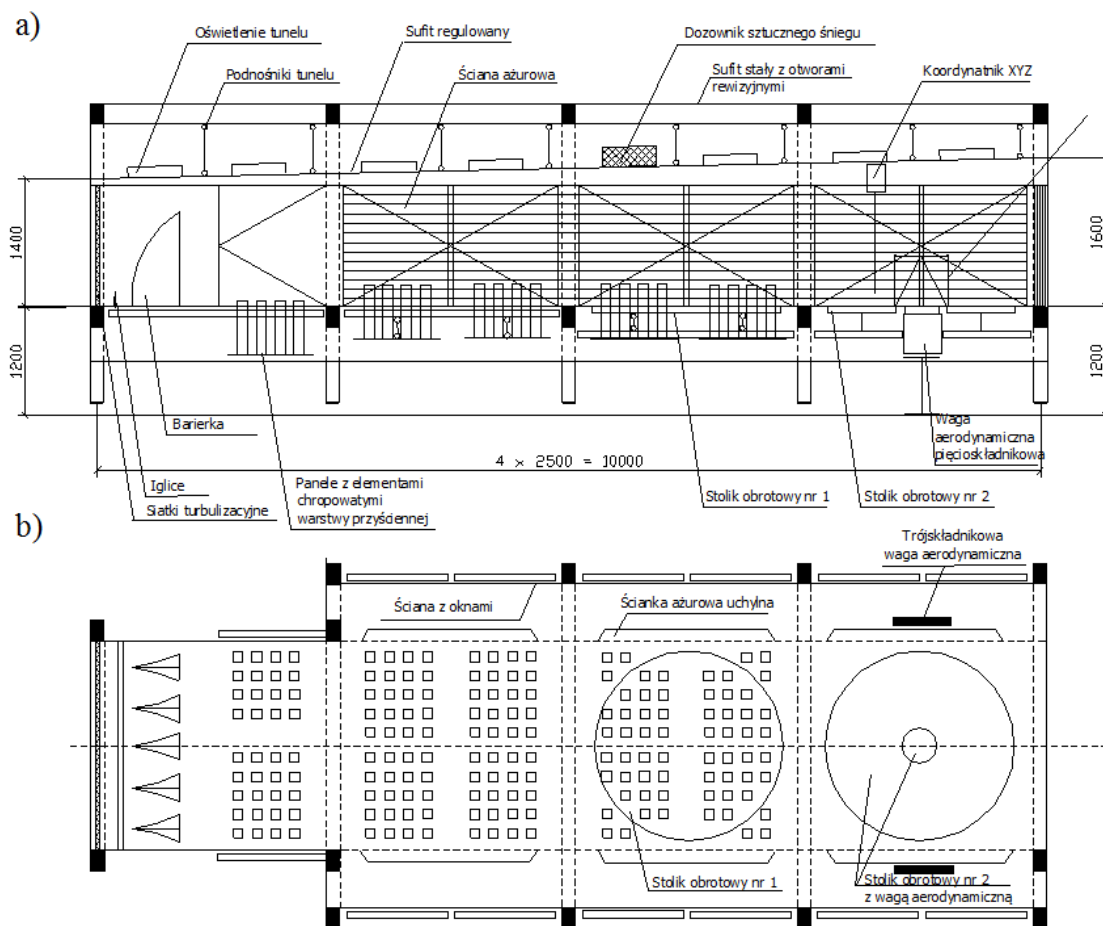
3.4. Śledzenie i rejestracja toru ruchu (trajektorii) całego samolotu i poszczególnych części samolotu po jego ewentualnym zderzeniu z brzozą lub wybuchu w powietrzu.

Śledzenie i rejestracja toru ruchu (trajektorii) całego samolotu i poszczególnych części samolotu po jego ewentualnym zderzeniu z brzozą lub wybuchu w powietrzu - będzie w przypadku omawianych badań modelowych podstawowym wynikiem tych badań.

Głównymi sposobami realizacji tego zadania będzie wizualizacja fotograficzna i filmy video wykonane w trakcie badań oraz ich odpowiednia obróbka i analiza. Takie techniki pomiarowe stosowane są od dawna w Laboratorium Inżynierii Wiatrowej Politechniki Krakowskiej.



Rys. 4. Widok tunelu z boku i góry



Rys. 5 Widok przestrzeni pomiarowej z boku (a) i z góry (b).

4. PODSTAWOWE DANE TUNELU LABORATORIUM INŻYNIERII WIATROWEJ POLITECHNIKI KRAKOWSKIEJ

Podstawowe wymiary geometryczne przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego to: szerokość – 2,20m; wysokość – od 1,40 m na początku do 1,60 m na końcu przestrzeni pomiarowej; długość – 10 m.

W przestrzeni pomiarowej można wydzielić cztery charakterystyczne segmenty o długości 2,50 m każdy. Segment pierwszy ma ściany boczne pełne (z oknami) w rozstawie 2,20 m. Pozostałe segmenty mają ściany boczne ażurowe (z poziomymi regulowanymi szczelinami w celu zmniejszenia tzw. efektu blokowania przepływu) w rozstawie 2,20 m i ściany boczne pełne (z oknami) w rozstawie 3,40m. W segmencie trzecim i czwartym przestrzeni pomiarowej znajdują się dwa okrągłe stoły pomiarowe o średnicy 2 m, obrotowe, o kącie obrotu do 180°.

W górnej części przestrzeni pomiarowej znajduje się pozycjoner (koordynatnik) - urządzenie do mocowania sond pomiarowych i kontrolowanego ich przemieszczania się w całym obszarze przestrzeni pomiarowej w kierunkach x, y, z . Sufit przestrzeni pomiarowej może zmieniać swoje położenie w kierunku pionowym, co umożliwia sterowanie gradientem ciśnienia statycznego w przestrzeni pomiarowej. W tylnej części przestrzeni pomiarowej zlokalizowane są dwa tensometryczne dynamometry aerodynamiczne do pomiarów sił i momentów aerodynamicznych: jeden pięcioskładnikowy dla modeli pionowych, drugi trójściłkowy dla modeli poziomych.

Podstawowe elementy i wymiary tunelu aerodynamicznego LIW prezentowane są na rys. 4 i 5.

5. WNIOSKI KOŃCOWE

Aby odpowiedzieć na podstawowe pytania dotyczące katastrofy smoleńskiej, na które dotąd nie ma wiarygodnych odpowiedzi, konieczne jest przeprowadzenie badań modelowych zniszczenia samolotu Tu-154M pod Smoleńskiem, symulujących ewentualne zderzenie tego samolotu z brzozą, oraz jego ewentualne rozerwanie się w powietrzu w wyniku wybuchu wewnątrz samolotu nad ziemią.

W pracy wykazano, że badania takie są możliwe do zrealizowania w tunelu aerodynamicznym Politechniki Krakowskiej (model samolotu w małej skali) lub w badaniach poligonowych na specjalnie przygotowanym stanowisku badawczym w warunkach naturalnych (model samolotu większej skali).

W tym drugim przypadku wyniki będą dokładniejsze, ale koszt modelu samolotu i badań będzie kilkakrotnie większy. Przy spełnieniu podstawowych kryteriów podobieństwa wskazanych w niniejszej pracy badania takie pozwolą uwzględnić wpływ kilku najważniejszych parametrów na przebieg katastrofy samolotu Tu-154M pod Smoleńskiem.

Literatura cytowana

- [1] Andrzej Flaga „Inżynieria wiatrowa. Podstawy i zastosowania”. Arkady, Warszawa 2008.