TECHNIKI PROJEKTOWANIA I WYTWARZANIA KONSTRUKCJI W ZASTOSOWANIU DO BUDOWY DYNAMICZNIE SKALOWANYCH MODELI SAMOLOTÓW

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Jarosław Milczarczyk, Robert Rogólski

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; stanislaw.kachel@wat.edu.pl; jaroslaw.milczarczyk@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

W pracy opisano metody projektowania oraz techniki wytwarzania, które znajduja zastosowanie w budowie skalowanych modeli samolotów przeznaczonych do prób w locie. Model zredukowany o zmniejszonych wymiarach geometrycznych powinien być skonstruowany w taki sposób, aby zachować podobieństwo jego specyficznych cech konstrukcyjnych do realnych właściwości pełnoskalowego statku powietrznego. Zachowując podobieństwo masy, sztywności i rozkładów obciążeń oddziałujących na płatowiec oraz zapewniając pożądane relacje wartości obciążenia ciągu oraz obciążenia powierzchni nośnej, można przygotować wielopłaszczyznowo skalowany model dynamicznie podobny wykazujący w locie cechy analogiczne do cech samolotu rzeczywistego. Metodyka konstruowania modeli dynamicznie skalowanych została zaprezentowana w odniesieniu do średniego samolotu pasażerskiego Tu-154M. Na Wydziale Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej przeprowadzono kompleksowy cykl prac projektowo-konstrukcyjnych, których celem była budowa modeli skalowanych o różnych zastosowaniach, w tym modeli do tunelowych badań aerodynamicznych oraz modeli do badań w locie swobodnym. Budowa i testowanie dynamicznie skalowanego modelu to jedno z wielu zadań realizowanych w ramach złożonego projektu badawczego, którego celem było przeprowadzenie szerokiego zakresu badań numerycznych i eksperymentalnych przydatnych w analizowaniu okoliczności katastrofy smoleńskiej.

1. Wprowadzenie

Celem rozwinięcia wirtualnego modelu bryłowego CAD odwzorowującego rzeczywistą geometrię samolotu z uwzględnieniem wszystkich jego elementów konstrukcyjnych należy wykonać szereg czynności pomiarowych i technologicznych. W łańcuch procesowy włączone są działania związane z pomiarami, projektowaniem, modelowaniem i wytwarzaniem. Opracowanie modelu geometrii obejmuje etapy takie jak: skanowanie zewnętrznej geometrii płatowca, opracowanie modelu geometrii powierzchniowej, wprowadzenie elementów geometrii wewnętrznej, integracja elementów strukturalnych z powierzchnią bryły aerodynamicznej. Na potrzeby budowy modelu skalowanego należy dokonać redukcji wymiarowej modelu CAD. Struktura nowego modelu o odpowiednio zmniejszonych wymiarach nie musi być taka sama jak w rzeczywistości. Materiały i elementy wewnętrzne zastosowane do wykonania modelu skalowanego mogą być technologicznie odmienne, jednakże po ostatecznym montażu konstrukcji należy wykazać jej podobieństwo do obiektu rzeczywistego w zakresie zjawisk aerodynamicznych, wytrzymałościowych i aerospreżystych. Faza produkcyjna obejmuje przygotowanie form do laminowania elementów powierzchniowych, frezowanie elementów bryłowych, montaż gotowych elementów konstrukcyjnych i wreszcie powierzchniową obróbkę wykańczającą. Wybrany fragment konstrukcyjny modelu skalowanego poddano analizie statycznej w celu sprawdzenia jego odkształcalności. W analogiczny sposób przeprowadzona została numeryczna analiza statyczna MES pełnowymiarowego modelu struktury skrzydła. Następnie porównano rozkłady wyników przemieszczeń statycznych uzyskanych

w obu przypadkach, wykazując podobieństwo sztywności giętnej skrzydła modelowego i rzeczywistego.

Badania aerodynamiczne w stanach lotu po utracie kontroli nad ruchem samolotu jak przeciągniecie czy korkociąg są ważną częścią badań przyczyn niektórych wypadków lotniczych oraz analiz przy projektowaniu nowych samolotów. W ciągu ostatnich kilku dekad zostały osiągnięte znaczące postępy w modelowaniu aerodynamicznym konfiguracji myśliwców w warunkach przeciagniecia i korkociagu. Symulacje konfiguracji transportowych w tych režimach lotu stały sie przedmiotem badań stosunkowo niedawno. Uznano jednak, że walidacja lotu pełnowymiarowych samolotów transportowych w fazie po przeciagnieciu, w przeciwieństwie do konfiguracji myśliwców, jest poważnie ograniczona ze względu na niedopuszczalne zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu. W rezultacie zaproponowano wykorzystanie bezzałogowych aparatów latających w mniejszej skali jako alternatywny sposób walidacji symulacji w warunkach lotu wysokiego ryzyka. Eksperymenty przeprowadzone na Politechnice Warszawskiej [1] potwierdziły, że w przypadku niestabilności badanego samolotu wartościowe jest przeprowadzenie prób w locie na podobnych dynamicznie bezzałogowych statkach powietrznych. W ostatniej dekadzie Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej zrealizował kilka projektów z wykorzystaniem dynamicznie skalowanych modeli (samoloty OSA i Harnaś należące do ICAO klasy A, samolot pasażerski Tu-154M należący do ICAO klasy D). W niniejszym artykule przedstawiamy przykłady z budowy modelu samolotu Tu-154M, który jest jednym z naszych ostatnich projektów.

2. Podstawowe założenia projektowe i kryteria podobieństwa modeli skalowanych

Model skalowany dynamicznie powinien być skonstruowany w taki sposób, aby zachować zarówno warunki przepływu aerodynamicznego, jak i podobieństwo jego właściwości konstrukcyjnych do rzeczywistego statku powietrznego. Zachowując podobieństwo przepływu aerodynamicznego, mas, sztywności konstrukcji i rozkładu obciążeń zewnętrznych, a ponadto zachowując odpowiednio wyskalowane wartości współczynników ciągu do masy i obciążenia skrzydła, można skonstruować model zredukowany o identycznych właściwościach w locie lub przynajmniej bardzo podobny do cech pełnowymiarowego obiektu [2], [3].

Aby w pełni odzwierciedlić efekty aerodynamiczne i aeroelastyczne przeskalowanego modelu latającego, konieczne jest spełnienie kryteriów podobieństwa pod względem zgodności geometrii, rozkładu masy i sztywności oraz przepływu aerodynamicznego. W procesie projektowania i budowy modelu latającego w skali należy uwzględnić następujące zasady kompatybilności:

- geometryczne podobieństwo bryły aerodynamicznej modelu do bryły rzeczywistej,
- zachowanie tych samych wartości charakterystycznych liczb kryterialnych dla zapewnienia podobieństwa opływu dynamicznego wokół obiektu rzeczywistego i opływu wokół modelu
 – szczególnie ważne jest zachowanie wartości Re (liczby Reynoldsa) i St (liczby Strouhala),
- zachowanie stałych proporcji w stosunku do charakterystycznych wskaźników obciążeń względnych, tj. stosunku ciągu do masy T/Q i obciążenia skrzydła W/S,
- zachowanie warunków podobieństwa sztywności głównych zespołów płatowca (skrzydeł, kadłuba, ogona) w kontekście odkształceń giętno-skrętnych,
- zachowanie stałych proporcji wartości masy cząstkowej i jej rozkładów,
- zapewnienie powtarzalnego stosunku kolejnych częstotliwości rezonansowych modelu i rzeczywistego statku powietrznego.

Powyższe postulaty mogą zostać spełnione w wyniku doboru odpowiednich współczynników skalujących. Podstawowy czynnik dotyczy skali podobieństwa geometrycznego, czyli stosunku

wymiaru liniowego model
u l_m do odpowiadającego mu wymiaru liniowego obiektu rzeczy
wistego $l_r,$ co można zapisać jako

$$n = \frac{l_m}{l_r} \tag{2.1}$$

Kolejny czynnik skalujący może być związany z czasem i choć wydaje się nieco sztuczny jest bardzo przydatny, zwłaszcza gdy nie można ustalić jednolitych wartości kryteriów liczb aerodynamicznych. Skalę czasu n_t można wyznaczyć analogicznym równaniem do (2.1), uwzględniając stosunki czasowe zjawisk modelowych do czasu rzeczywistego, tj.

$$n_t = \frac{t_m}{t_r} \tag{2.2}$$

W przypadku niemożności ustalenia jednolitych wartości dla liczb Re i St można z reguły przyjąć, że:

$$n_t = \sqrt{n} \tag{2.3}$$

Innym ważnym czynnikiem skalującym jest skala gęstości, a liczba ta może odnosić się zarówno do skalowania gęstości przepływu powietrza, jak i gęstości materiałów konstrukcyjnych użytych do budowy modelu skalowanego i rzeczywistego samolotu. Współczynnik gęstości można opisać jako następujący stosunek

$$n_{\rho} = \frac{\rho_m}{\rho_r} \tag{2.4}$$

Po wprowadzeniu powyższych podstawowych czynników skali można wyprowadzić inne ważne współczynniki przy wymiarowaniu modelu. Można zdefiniować takie czynniki skalowania jak: skala powierzchni, skala objętości, skala prędkości, skala masy, skala bezwładności masy, skala sztywności strukturalnej, skala częstotliwości, skala ciągu do masy, skala obciążenia skrzydła i wiele innych.

Przyjęto, że przeskalowany model samolotu Tu-154M zostanie zbudowany w skali geometrycznej n = 1/10. Wykorzystując zależność (2.3), przyjęto skalę czasową $n_t = \sqrt{n} = 0,316$. Dla przyjętej skali gęstości $n_{\rho} = 1$ wyznaczono pozostałe współczynniki skalujące, których symbole i wartości zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Wybrane współczynniki skali i wartości odpowiednich parametrów samolotu Tu-154M oraz modelu skalowanego dynamicznie w skali 1 do 10

Parametr	Samolot	Miara	Skala	Model
Minimalna masa	55000	kg	n^3	55,0
Maksymalna masa	102000	kg	n^3	102,0
Maksymalny ciąg (każdy silnik)	106000	Ν	n^3	106,0
Rozpiętość skrzydeł	37,6	m	1	3,76
Długość kadłuba	47,9	m	1	4,79
Powierzchnia nośna	201,5	m^2	n^2	2,02
Prędkość minimalna	65,3	m/s	\sqrt{n}	20,6
Prędkość lądowania	80	m/s	\sqrt{n}	25,3
Prędkość maksymalna	263,9	m/s	\sqrt{n}	83,5

3. Wirtualna rekonstrukcja pełnowymiarowego samolotu Tu-154M

Ze względu na brak dokumentacji konstrukcyjnej samolotu większość danych związanych z budową i geometrią samolotu zebrano poprzez pomiary rzeczywistego statku powietrznego. Wymiary samolotu są następujące: rozpiętość skrzydeł 37,6 m, długość kadłuba 47,9 m i wysokość 11,5 m.



Rys. 1. Widok samolotu podczas skanowania

Większość danych o zewnętrznej geometrii pochodzi ze skanowania prawdziwego samolotu. Do skanowania wykorzystano system ATOS 2. Skanowanie tak dużego obiektu wymagało przezwyciężenia określonych wyzwań.

Duże rozmiary obiektów powodują następujące trudności podczas skanowania:

- konieczność zapewnienia stabilnej pracy skanera na dużej wysokości (do 13 m),
- konieczność minimalizacji wpływu warunków atmosferycznych (wiatr, słońce, deszcz),
- zmiany wymiarów spowodowane rozszerzalnością cieplną.

Jeśli chodzi o ostatni punkt, to np. wydłużenie kadłuba w wyniku wzrostu temperatury o 1 stopień wynosi 1,2 mm (kadłub o długości 50 m wykonany z aluminium: $0,000023 \cdot 50 \text{ m} \cdot 1^{\circ} = 0,0012 \text{ m}$). Przy różnicy temperatur między nocą a dniem 30° (typowe dla słonecznego dnia w lecie) powoduje to wydłużenie o 36 mm. Jest to niedopuszczalne i prowadzi do konieczności pracy na hali lub w nocy.

W wyniku pomiarów wykonano model CAD powierzchni w postaci chmury punktów, który przedstawiono na rysunku 2. Zbudowany na podstawie tego skanu model CAD geometrii zewnętrznej przedstawiono na rysunku 2. Widoczna różnica między obrazami skrzydeł na rys. 2 wynika z faktu, że samolot na rysunku górnym jest w konfiguracji gładkiej, a na rysunku dolnym w konfiguracji do lądowania.

4. Techniki projektowania i budowy modeli skalowanych dynamicznie

Projektowanie i budowa modelu zostaną zaprezentowane na przykładzie skrzydeł, które są najważniejszą częścią samolotu z punktu widzenia podobieństwa dynamicznego [4]. Na rysunku 3 przedstawiono konstrukcję lewego skrzydła samolotu rzeczywistego [7], [8].

Muszą zostać spełnione warunki podobieństwa sztywności głównych zespołów konstrukcji skrzydła samolotu i modelu:

- skalowana sztywność na zginanie i skręcanie,
- rozkład masy dostrojony w taki sposób, aby zachować odpowiednie proporcje między masami składowymi płatowca.



Rys. 2. Model CAD samolotu: postać geometrii po skanowaniu oraz widok modelu po obróbce powierzchni



Rys. 3. Struktura skrzydła samolotu rzeczywistego. Widok obejmuje część doczepną skrzydła, która zaczyna się od żebra nr 14; pokrycie górne centropłata usunięto

W procesie konstruowania modelu ważny jest dobór materiałów i rodzaju konstrukcji w taki sposób, aby konstrukcja modelu wykazywała cechy sprężyste w sposób analogiczny do rzeczywistego samolotu. W celu racjonalnego prognozowania zjawisk aeroelastycznych na podstawie zachowania się modelu w locie [9], elementy płatowca powinny mieć konstrukcję o podobnych rozkładach sztywności i mas. Pod względem zgodności właściwości statycznych samolotu, modelowa konstrukcja powinna wykazywać identyczną odkształcalność pod wpływem obciążeń zewnętrznych w locie. Odkształcenie statyczne jednostek konstrukcyjnych powinno być identyczne dla obu obiektów. Oznacza to, że funkcje opisujące linię ugięcia i linię odkształcenia skrętnego fragmentu konstrukcji dla obu przypadków powinny być takie same. Postulat zgodności funkcji przemieszczenia statycznego dla zginania i skręcania (np. skrzydeł) można opisać matematycznie następującymi równaniami

$$\overline{Z}_m(\overline{y}) = \overline{Z}_r(\overline{y}) \qquad \overline{\Phi}_m(\overline{y}) = \overline{\Phi}_r(\overline{y}) \tag{4.1}$$

W powyższych wzorach funkcje: $\overline{Z}(\overline{y})$ i $\overline{\Phi}(\overline{y})$ o określonych dolnych indeksach *m* i *r* wyznaczają przemieszczenie liniowe i skręcenie kątowe skrzydła modelowego i skrzydła rzeczywistego wzdłuż jego osi sprężystej. Oczywiście funkcje są względne względem bezwymiarowych współrzędnych $\overline{y} = y/l$ i ich wartości \overline{Z} i $\overline{\Phi}$ również są bezwymiarowe. Typowe przebiegi linii ugięcia i linii skręcenia przykładowego skrzydła można zapisać za pomocą prostych wzorów wykorzystujących funkcje trygonometryczne

$$\overline{Z}(\overline{y}) = \overline{Z}_0 \left(1 - \cos \frac{\pi \overline{y}}{2} \right) \qquad \overline{\Phi}(\overline{y}) = \overline{\Phi}_0 \sin \frac{\pi \overline{y}}{2} \tag{4.2}$$

Obie postaci funkcji przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Funcje $\overline{Z}(\overline{y})$ oraz $\overline{\Phi}(\overline{y})$ pokazujące odkształcenia giętne i skrętne dla wzorcowego skrzydła, $\overline{y} \in \langle 0, 1 \rangle$

Postulat podobieństwa deformacji obu konstrukcji może być przydatny przy projektowaniu zastępczego modelu konstrukcji, który będzie znacznie uproszczony w stosunku do konstrukcji rzeczywistej. Tożsamość odkształcalności tworzy dodatkowe warunki obliczeniowe dające możliwość wymiarowania przekrojów modelu projektowego. Do przeprowadzenia żądanych obliczeń, oprócz postulatu podobieństwa sztywności, potrzebny jest dokładnie opracowany model dyskretny, wiernie odwzorowujący rzeczywistą konstrukcję (rys. 5).



Rys. 5. Model całej konstrukcji nośnej skrzydeł samolotu Tu-154M (dwa skrzydła połączone kesonem wewnątrz kadłuba)

Symulacja deformacji statycznej modelu MES rzeczywistej konstrukcji skrzydła dla obciążenia aproksymowanego dyskretnie ustalonymi siłami (rys. 6) pozwala na wyznaczenie rozkładu przemieszczeń zgodnie z macierzową zależnością

$$\mathbf{u} = \delta \mathbf{P}$$



Rys. 6. Rozkład równoważnych obciążeń zewnętrznych w postaci 15 sił skupionych działających na skrzydło przy zadanym współczynniku obciążenia i wynikający z tego rozkład przemieszczeń liniowych $(u_{max} = 273 \,\mathrm{mm})$

gdzie u jest macierzą przemieszczenia, δ jest macierzą współczynników elastyczności, a P jest macierzą sił zewnętrznych.

Wartości współczynników sprężystości δ_{ij} można wyznaczyć w serii symulacji cząstkowych, wyznaczając numerycznie przemieszczenia translacyjne w poszczególnych przekrojach u_i w wyniku przypisania siły jednostkowej w *j*-tym punkcie, czyli dla $P_j = 1$. Jednocześnie każdy współczynnik można opisać następującym wzorem analitycznym

$$\delta_{ij} = m_i \frac{l_j^3}{EI_j} \tag{4.4}$$

gdzie l_j jest odległością między *j*-tym przekrojem skrzydła a płaszczyzną mocowania w kadłubie, *E* jest modułem Younga materiału konstrukcyjnego, a I_j jest płaskim drugim momentem pola powierzchni dla *j*-tego przekroju. W powyższym wzorze jedyną niewiadomą wielkością jest mnożnik m_i , ale można go wyliczyć z przekształconej zależności (4.4) z uwzględnieniem wartości liczbowych $\delta_{ij(num)}$ wyznaczonych z serii wcześniej wspomnianych symulacji. Tak więc każdy m_i można obliczyć w następujący sposób

$$m_i = \delta_{ij(num)} \frac{EI_j}{l_j^3} \tag{4.5}$$

Wszystkie te mnożniki można wykorzystać we wzorach do obliczania współczynników elastyczności dla skalowanej struktury modelu $\delta_{ij}^{(m)}$, które można wyprowadzić w następujący sposób

$$\delta_{ij}^{(m)} = m_i \frac{(l_j^{(m)})^3}{E^{(m)}I_i^{(m)}} = m_i \frac{n^3 l_j^3}{n_E E n^4 I_j} = m_i \frac{l_j^3}{E I_j} \frac{1}{n_E n} = \delta_{ij} \frac{1}{n_E n}$$
(4.6)

gdzie n_E jest współczynnikiem skalowania modułu sprężystości branym pod uwagę w przypadku zastosowania alternatywnego materiału do budowy modelu w skali. Z powyższego łańcucha powiązań można obliczyć wartość drugiego momentu powierzchni dla dowolnego *j*-tego odcinka przeskalowanej konstrukcji modelu

$$I_{j}^{(m)} = \frac{n^{4}l_{j}^{3}}{E\delta_{ij}}$$
(4.7)

Wartości $I_j^{(m)}$ wyznaczone z zależności (4.7) umożliwiają wymiarowanie elementów przekrojowych modelu skalowanego dla dowolnej przyjętej konstrukcji równoważnej. Ostateczne sprawdzenie przemieszczeń translacyjnych znormalizowanych względem lokalnego maksymalnego przemieszczenia ($u = u/u_{max}$, gdzie u_{max} jest przemieszczeniem końcówki) powinno potwierdzić poprawność następującej zależności w każdym *i*-tym przekroju skrzydła

$$\overline{u}_i^{(m)} = \overline{u}_i \tag{4.8}$$

Ugięcie skrzydła modelu odpowiada liniowemu współczynnikowi skali n zadeklarowanemu w tabeli 1. Dla współczynnika skali 1/10 ugięcie konstrukcji modelu powinno być 10 razy mniejsze niż w rzeczywistym samolocie.

5. Techniki wytwarzania modeli skalowanych

Na podstawie analizy struktury skrzydła samolotu wzorcowego można przyjąć, że spełnienie warunków podobieństwa dla kesonu jest wystarczające do zachowania przybliżonego podobieństwa dynamicznego skrzydła. Wynika to z faktu, że sztywność kesonu stanowi około 80-90% sztywności skrzydła. Założenie to pozwala na znaczne zmniejszenie zakresu prac projektowych i doświadczalnych przy budowie modelu, jednak wymaga zachowania przybliżonych warunków podobieństwa przy wykonywaniu pozostałych części struktury skrzydeł, jak pokrycie, sloty i klapy. W niniejszym opracowaniu przedstawiamy budowę kesonu.

Konstrukcja kesonu skrzydeł samolotu to zamknięta rura dwuobwodowa wykonana z nitowanych części duralowych. Składa się z trzech dźwigarów ze ścianami usztywnionymi za pomocą słupków i pokrycia wzmocnionego podłużnicami. Przykładem tej struktury jest keson doczepnej części skrzydła (rys. 7). Jego budowa jest podobna do części centralnej skrzydła.



Rys. 7. Struktura kesonu części doczepnej skrzydła (3 dźwigary, pokrycie frezowane o zmiennej grubości z nitowanymi podłużnicami)

Struktura skrzydła modelu składa się z cienkiej powłoki i kesonu. Widok kesonu skrzydłowego z foremnikiem do jego budowy pokazano na rysunku 8. Keson (2), najważniejsza część ze względu na zachowanie podobieństwa dynamicznego jest na tym rysunku w kolorze jasnozielonym. Elementy skrzydeł wykonano z kompozytów laminowanych na mokro w formach negatywowych.

W przeciwieństwie do złożonej konstrukcji kesonu skrzydłowego prawdziwego samolotu (rys. 7), budowa kesonu modelu jest prosta. Warto zaznaczyć, że czym struktura jest mniej skomplikowana, tym łatwiej wykonać projekt z zachowaniem podobieństwa dynamicznego oraz zbudować model o właściwościach zgodnych z projektem. Konstrukcja kesonu skrzydeł modelu tworzy zamkniętą rurę jednoobwodową, która została wykonana z kompozytów (rys. 9).



Rys. 8. Kompletny foremnik kesonu skrzydeł (wykonany na maszynie CNC) wraz z kesonem: 1 – górna część formy, 2 – keson skrzydłowy, 3 – dolna część formy



Rys. 9. Struktura skrzydeł: kolor zielony – dźwigar, kolor niebieski – powłoka zewnętrzna skrzydeł

Włókna wzmacniające kesonu zostały ułożone tak [6], aby spełnić warunki podobieństwa sztywności zgodne z wymaganiami dynamicznego skalowania, m.in. zachować rozkład ugięcia skrzydeł, których wynik pokazano na rysunku 6.



Rys. 10. Foremnik poszycia skrzydeł modelu (pomarańczowy) z kesonem skrzydła (zielony)

Foremnik pokrycia skrzydeł modelu jest pokazany na rysunku 10. Poszycie skrzydła składa się z dwuczęściowej skorupy kompozytowej (górna i dolna część). Struktura poszycia ma dużo mniejszą sztywność w stosunku do kesonu, aby zminimalizować wpływ jego sztywności na sztywność skrzydła.

6. Weryfikacja podobieństwa geometrycznego modelu do samolotu

Weryfikacja podobieństwa geometrycznego jest przedstawiona na przykładzie kadłuba. Weryfikacja dokładności odwzorowania geometrii najskuteczniej może zostać przeprowadzona za pomocą skanowania. Pierwszym krokiem jest wykonanie skanów samolotu i jego modelu (rys. 2). Po przeskalowaniu skanu geometrii zewnętrznej samolotu do skali wykonywanego modelu można go porównać ze skanem modelu.

Przykładowe obrazy porównawcze (w tym wypadku 1:20) dla skanów kadłuba samolotu Tu-154M przedstawiono na rysunkach 11 i 12. Skany wykonano skanerem ATOS 2, a obrazy wykonano za pomocą NX i dedykowanego oprogramowania.



Rys. 11. Nałożone skany samolotu rzeczywistego i jego modelu. Kolor niebieski przedstawia skan samolotu, żółty skan modelu



Rys. 12. Kontrola dokładności kadłuba. Kolor pokazuje różnicę w m
m pomiędzy samolotem a geometrią jego modelu. Kolor zielony oznacza różnic
ę $<2\,\rm mm$

Na rys. 12 widać, że maksymalna różnica pomiędzy modelem a samolotem wynosi $2\,\rm{mm},$ co oznacza błąd rzędu 1% na średnicy kadłuba.

7. Uwagi końcowe

W wyniku przeprowadzenia cyklu przedsięwzięć projektowo-technologicznych opracowano skalowany model samolotu Tu-154M o cechach dynamicznego podobieństwa do samolotu rzeczywistego. Kolejne stadia modelowania zaprezentowano na rysunku 13. Model został dopracowany z uwzględnieniem wiernego odwzorowania geometrii bryły omywanej oraz podobieństwa podstawowych cech konstrukcyjnych, tzn. sztywności zespołów nośnych oraz dystrybucji masy konstrukcyjnej. Poza spełnieniem wymogów podobieństwa dynamicznego struktura modelu musi także spełniać wymogi użytkowe. Model wykonany w skali 1:10 został podzielony na części dla umożliwienia transportu w kontenerze, który zmieści się na przyczepce do samochodu osobowego. Widok spakowanego modelu jest przedstawiony na rysunku 14. Podział technologiczny na komponenty o podobnej wielkości oraz rozsądny sposób ich rozmieszenia i przewożenia na platformie transportowej ułatwiają realizację czynności logistyczno-obsługowych związanych z przygotowaniem modelu do lotów testowych.



Rys. 13. Kolejne stadia rozwijania konstrukcji dynamicznie skalowanego modelu samolotu Tu-154M: (a) chmura punktów (po zeskanowaniu), (b) model powierzchniowy (CAD), (c) model strukturalny (CAD), (d) fizyczny model latający w skali 1:10 wykazujący cechy podobieństwa dynamicznego



Rys. 14. Finalna postać modelu skalowanego samolotu Tu-154M w skali 1:10: (a) komponenty modelu na platformie transportowej, (b) model na nawierzchni startowej przygotowywany do lotu

Innym proponowanym sposobem sprawdzenia właściwości strukturalnych modelu skalowanego może być analiza porównawcza drgań własnych. Postacie modalne uzyskane po przetestowaniu pełnowymiarowego modelu MES i jego skalowanego odpowiednika powinny być identyczne. Z kolei częstotliwości własne będą takie same tylko w przypadku, gdy masy i sztywności komponentów konstrukcyjnych obiektu rzeczywistego i modelowego będą skalowane w tych samych proporcjach. Dalsze fazy badań porównawczych na rzecz oceny stopnia podobieństwa modelu skalowanego do samolotu rzeczywistego będą związane właśnie z analizą drgań własnych oraz wyznaczeniem prędkości krytycznych typowych zjawisk aerosprężystych (flatter, dywergencja, rewers lotek).

Zaprezentowane badania zostały sfinansowane przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach realizacji uczelnianego grantu badawczego nr UGB 782/2022 pt. "Metody optymalnego projektowania statków powietrznych w zastosowaniu do poprawy ich własności konstrukcyjnych i aerodynamicznych".

Bibliografia

- 1. SZENDER M., Badania modelu w locie na dużych kątach natarcia, Praca doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawska, 2003
- 2. COOK M.V., Flight Dynamics Principles, Elsevier Ltd., 2 wyd., 2007
- WOLOWICZ CH.H., BOWMAN J.S., GILBERT W.P., Similitude Requirements and Scaling Relationships as Applied to Model Testing, NASA Technical Paper 1435, 61, 1979
- 4. JORDAN T.L., LANGFORD W.M., HILL J.S., Airborne Subscale Transport Aircraft Research; Testbed-Aircraft Model Development, NASA Langley Research Center, VA, 23681
- GORAJ Z., KITMANN K., NITSCHMANN R.V., SZENDER M., Design and Integration of Flexi Bird –a lowcost sub-scale research aircraft for safety and environmental issues, 27th International Congress of Aeronautical Sciences, Nice, France, 2010
- NIU M.CH.Y., Composite Airframe Structures, Practical design Information and Data, Conmilit Press Ltd., 1992
- 7. Praca zbiorowa, Tu-154M Techniczna Instrukcja Obsługi (oryginał po rosyjsku), 1984
- 8. EGER S.M., Aircraft Design (oryginał po rosyjsku), Moscow, Mechanical Engineering, 1983
- 9. BECHTIR W.P., Practical aerodynamics of the Tu-154M aircraft (oryginał po rosyjsku), Moscow, Air Transport, 1997

Techniques of structural design and manufacturing applied to constructing of dynamically scalable aircraft models

The paper describes design methods and manufacturing techniques that are used in the construction of scaled aircraft models for flight tests. A reduced model with reduced geometric dimensions should be designed in such a way as to maintain the similarity of its specific design features to the real properties of a full-scale aircraft. By maintaining the similarity of mass, stiffness and distribution of loads acting on the airframe, and ensuring the desired relations between the thrust load and the wings surface load, a dynamically similar multiplane scaled model can be prepared showing flight characteristics analogous to those of a real aircraft.

The methodology of constructing dynamically scaled models is presented in relation to the Tu-154M medium passenger aircraft. A comprehensive series of design and construction works was carried out at the Faculty of Mechatronics, Armament and Aviation of the Military University of Technology, the purpose of which was to build scaled models for various applications including models for tunnel aerodynamic tests and models for free flight tests. The construction and testing of a dynamically scaled model was one of many tasks carried out as a part of a complex research project the aim of which was to conduct a wide range of numerical and experimental research useful in analyzing the circumstances of the Smolensk crash.