

OCENA WPŁYWU ZAMONTOWANEGO SILNIKA NA OBCIĄŻENIA SAMOLOTU LEKKIEGO

EWA CICHOCKA

Centrum Nowych Technologii, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, ewa.cichocka@ilot.edu.pl

Streszczenie

W niniejszym artykule skupiono się na zbadaniu wpływu zamontowanego silnika na obciążenia statków powietrznych klasy General Aviation. Do analizy porównawczej wybrano samoloty różniące się jedynie typem zabudowanego zespołu napędowego, z których pierwszy jest certyfikowanym samolotem tłokowym, traktowanym jako obiekt odniesienia, natomiast drugi jest jego wersją rozwojową, wyposażoną w silnik turbośmigłowy. Dla każdego z płatowców rozważono łącznie ponad tysiąc przypadków obliczeniowych zgodnych z wymaganiami przepisów budowy samolotów lekkich. Założonym celem było zapewnienie, aby ekstremalne obciążenia konstrukcji turbośmigłowej zawierały się w obwiedni krytycznych przypadków obciążeń płatowca z napędem typu bokser, a w przypadku przekroczenia referencyjnego poziomu dopuszczalnych sił i momentów sił, zaproponowanie stosownych ograniczeń eksploatacyjnych. Wymóg ten podyktowany był celami i ograniczeniami projektu, w ramach którego zrealizowana została modernizacja konstrukcyjna wybranego statku powietrznego. Stąd, ustanowiono, że w zadanym reżimie czasowym i budżetowym samolot z nową jednostką napędową musi spełnić przepisy budowy lekkich samolotów i uzyskać dopuszczenie do lotu bez konieczności przeprowadzenia szeregu prób jako dowodu zgodności z wymaganiami przyjętej bazy certyfikacyjnej. Syntezę pracy stanowi ocena uzyskanych rezultatów i sformułowanie wniosków dotyczących skutków zamiany silnika tłokowego na turbinowy na lekkim samolocie celem poprawy jego osiągnięć i własności lotnych przy zachowaniu obciążeń.

Słowa kluczowe: projektowanie samolotów, obciążenia, samoloty lekkie, przepisy certyfikacyjne, wytrzymałość konstrukcji.

1. WPROWADZENIE

Niezaprzeczalnymi zaletami zespołu śmigło-silnik tłokowy w zakresie niskich prędkości i wysokości lotu są wysoka sprawność, a także relatywnie mała masa własna, czy zwartość konstrukcji. Cechy te spowodowały, że dotychczas był on uznany za napęd najbardziej optymalny dla lekkich statków powietrznych. Za doбором jednostki tłokowej do lekkich konstrukcji lotniczych przemawiały również względy ekonomiczne (koszty zakupu i eksploatacji). Radykalne zmiany,

którą przyniósł rozwój technologii, materiałów oraz metod wytwarzania i produkcji, spowodowały, że doskonałą alternatywą dla napędów tłokowych stały się silniki turbinowe.

Zastosowanie turbośmigłowych jednostek napędowych wydaje się być korzystnym i przyszłościowym rozwiązaniem. Dzięki temu producenci nowych samolotów oferują konstrukcje mogące operować na wyższych pułapach, a także rozwijać większe prędkości.

Opłacalna wydaje się także przebudowa istniejących płatowców, tj. zaprojektowanie samolotu turbośmigłowego na bazie struktury samolotu z silnikiem tłokowym. Jednocześnie powstaje pytanie, jak tego typu modernizacja konstrukcji wpłynie na obciążenia, a tym samym na wytrzymałość konstrukcji projektowanej pierwotnie jako wersja tłokowa, gdy zostanie zamontowany mocniejszy, nowoczesny silnik turbinowy.

2. PROJEKT ESPOSA

Sensowność modyfikacji konstrukcyjnej polegającej na zabudowie jednostki turbośmigłowej na lekkim samolocie klasy GA (General Aviation) napędzanego przestarzałym silnikiem tłokowym podejmuje projekt o akronimie ESPOSA (Efficient Systems and Propulsion for Small Aircraft), [1]. Zamierzeniem tego międzynarodowy przedsięwzięcia jest opracowanie wysoko sprawnego, lekkiego, kompaktowego silnika turbinowego, a także powiązanych układów napędowych, które wraz ze śmigłem będą stanowiły wartą do rozpatrzenia alternatywę dla silników tłokowych dedykowanych do lekkich konstrukcji lotniczych. Ambicją członków realizujących projekt jest wprowadzenie na rynek konkurencyjnego napędu, który dzięki swym zaletom takim jak: lepsze osiągi, zmniejszenie obciążenia pracy pilota i wydłużenie czasu między kolejnymi pracami obsługowymi, ustanowi nowy trend na rynku samolotów lekkich. Oczekuje się, że tendencja przebudowy samolotów tłokowych na turbośmigłowe spowoduje poszerzenie wyboru dla klientów i zmniejszenie dysproporcji pomiędzy liczbą samolotów tłokowych i płatowców turbośmigłowych. Potwierdzeniem tej koncepcji jest szereg opublikowanych opracowań i badań, m. in. [2,3].

Do prac związanych z realizacją zadań projektu ESPOSA wybrano między innymi samolot I-23 „Manager”. Płatowiec ten wyposażono w zespół napędowy składający się z tłokowego silnika Lycoming O-360-A1A (Textron) z cylindrami w układzie bokser o mocy maksymalnej 134.2 [kW] oraz 2-łopatowego, stało-obrotowego śmigła HC-C2YR-1BF/F7666A-4 (Hartzell Propeller). Samolot posiada Certyfikat Typu nadany w kategorii Normalnej, dla przyjętej bazy certyfikacji Federalnych Przepisów Lotniczych USA, Część 23 (FAR-23 z poprawką do 42 włącznie), wg [4,5].

W rezultacie zabudowy nowej jednostki napędowej na samolocie Manager powstał nowy typ samolotu, oznaczony jako I-31T (Rys. 1). Konstrukcja ta jest modyfikacją samolotu I-23 „Manager” polegająca na zastosowaniu silnika turbośmigłowego TP 100 (Prvni Brnenska Strojirna Velka Bites, a.s.) o maksymalnej mocy startowej 180 [kW] oraz 5-łopatowego, przestawialnego śmigła MTV-25-1-D-C-F/180-05 (MT-Propeller). Modernizacja ta wywołała konieczność opracowania konstrukcji nowego łoża silnika. Skutkiem powyższych zmian jest dłuższa część nosowa samolotu I-31T w stosunku do I-23 „Manager”.

Samolot I-23 „Manager” podlegał amerykańskim przepisom certyfikacyjnym, [4,5]. W przypadku I-31T, dla elementów jego konstrukcji niezmienionych w stosunku do wersji tłokowej, obciążenia



Rys. 1. Turbośmigłowy samolot I-31T [Idzikowski, 2015]

wyznaczono w oparciu o te same wymagania przepisów. Natomiast dla wszystkich nowych części samolotu z zamontowanym zespołem turbośmigłowym obliczenia przeprowadzono zgodnie z przepisami CS 23, wg [6,7].

W związku z tym, aby poznać wpływ zmiany typu napędu samolotu na obciążenia zewnętrzne jego konstrukcji, dokonano porównania obwiedni ekstremalnych sił i momentów sił działających na oba statki powietrzne. Finalnie umożliwiło to wskazanie elementów konstrukcyjnych, które wymagają dodatkowego potwierdzenia wytrzymałości oraz dostarczenie danych do sformułowania ewentualnych ograniczeń eksploatacyjnych dla samolotu I-31T. Nadrzędnym celem było uzyskanie pozwolenia do wykonywania lotów samolotu turbośmigłowego przy minimalizacji niezbędnych dodatkowych prób statycznych i dynamicznych oraz analiz wykazujących zgodność z wymaganiami certyfikacyjnymi [4,5].

3. PODSTAWOWE DANE, WPROWADZONE ZAŁOŻENIA I MODELE OBLICZENIOWE

Do zagwarantowania powodzenia projektu ESPOSA w zdefiniowanym reżimie czasowym i budżetowym, przyjęto szereg założeń do przebudowy samolotu I-23. Takie podejście miało zminimalizować liczbę dodatkowych prób statycznych i niezbędnych obliczeń do spełnienia wymagań certyfikacyjnych i uzyskania zgody na lot samolotu nowego typu I-31T. Po zdefiniowaniu ograniczeń projektowych należało więc zweryfikować, czy dla zmodernizowanej konstrukcji obciążenia, możliwe do wystąpienia w locie i na ziemi, będą nie większe niż dla „Managera”. W następstwie, udokumentowanie na drodze obliczeniowej postawionego celu umożliwi przyjęcie za obowiązujące - dla płatowca z napędem turbinowych - dowodu zgodności z przepisami uzyskane dla I-23. Zatem nie będzie konieczne powtórzenie szeregu czasochłonnnych i kosztownych badań. Aby spełnienie tego wymogu było możliwe, dla konstrukcji turbośmigłowej wnioskowano o jednakową bazę certyfikacyjną. Jednakże, z uwagi na całkowicie inną sekcję nosową kadłuba samolotu I-31T w stosunku do I-23 obowiązującą podstawą przepisów jest europejska wersja wymogów certyfikacyjnych, wg [7].

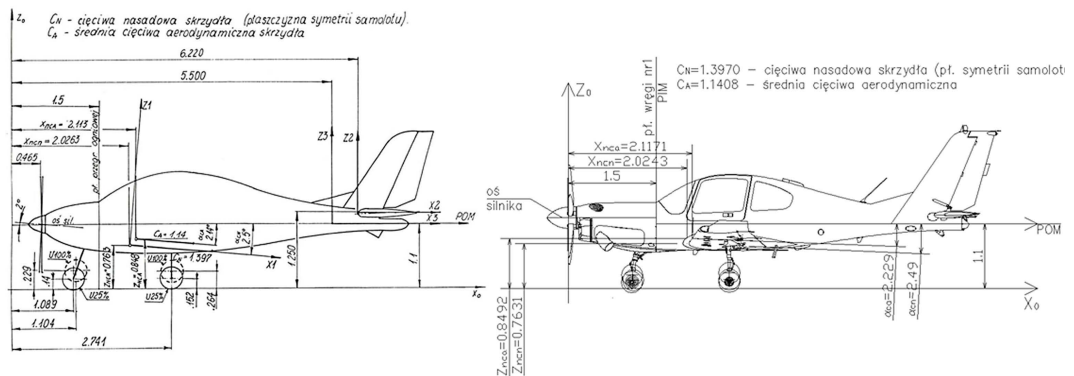
W niniejszym artykule skupiono się na wskazaniu skutków zmiany typu napędu w odniesieniu do obciążeń w locie i na ziemi, zarówno podczas normalnej eksploatacji jak i w sytuacjach awaryjnych. W celu wskazania różnic między samolotem I-31T a I-23 „Manager” zamieszczono tylko te dane liczbowe oraz charakterystyki, które dla obu statków powietrznych nie są identyczne. Ponadto opisano kluczowe założenia oraz modele obliczeniowe niezbędne do przeprowadzenia pełnej analizy obciążeń kompletnego samolotu I-31T oraz jego tłokowego poprzednika.

4. DANE GEOMETRYCZNE SAMOLOTÓW

Przed przystąpieniem do obliczeń obciążeń każdego płatowca, zasadniczym etapem jest należyte i rozważne dobranie tzw. bazowego układu współrzędnych (BUW), w którym definiowane są nie tylko parametry geometryczne, przekroje obliczeniowe czy modele masowe, ale następnie odnoszone są wszystkie obciążenia działające na daną konstrukcję. Rozmyślne ułożenie i orientacja tego układu ma zatem decydujące znaczenia dla dalszych analiz.

Położenie BUW samolotu I-31T, o osiach oznaczonych jako $X_0Y_0Z_0$, jest dokładnie takie samo jak przyjęte dla I-23 „Manager” (identyczna orientacja BUW względem układu utworzonego przez podłużną i pionową oś montażową obu statków powietrznych, odpowiednio POM, PIM). Jego położenie celowo jest dobrane tak, aby współrzędne x_{SC} oraz z_{SC} środków ciężkości wszystkich elementów i zespołów statku powietrznego były dodatnie, a płaszczyzna X_0Z_0 pokrywała się z płaszczyzną symetrii samolotu (PSS).

Na Rys. 2 pokazano sylwetki samolotu I-23 „Manager” oraz I-31T. Ilustruje on również różnice w geometrii zewnętrznej między porównywanymi konstrukcjami w widoku z boku oraz położenie układu BUW. Ponadto na obu rzutach zaznaczono położenie PIM, POM oraz osi silnika oraz średniej cięciwy aerodynamicznej i cięciwy nasadowej skrzydła.



Rys. 2. Położenie układów współrzędnych i rzut z boku a) samolotu I-23 „Manager” b) samolotu I-31T [Cichocka, 2014]

Z racji na zmiany wprowadzone w przedniej sekcji płatowca I-31T, w stosunku do konstrukcji I-23 „Manager”, oba samoloty charakteryzują się inną geometrią zewnętrzną od kołpaka śmigła do wręgi nr 1 kadłubów obu statków powietrznych. Natomiast wszystkie parametry geometryczne skrzydła, sekcji kadłuba za przegrodą ogniową, usterzenia poziomego, usterzenia pionowego, powierzchni

sterowych (klap, lotek i trymera steru poziomego) oraz podwozia samolotów są identyczne. Zakresy wychyleń wszystkich powierzchni sterowych również pozostawiono bez zmian.

5. ZESPÓŁ NAPĘDOWY

Napęd, rozumiany jako zespół śmigło - silnik i wszystkie powiązane układy napędowe, jest całkowicie inny w samolocie I-31T niż w I-23. W celu uwydatnienia różnic oraz podobieństw między nimi, najistotniejsze parametry każdego z nich porównano w Tab. 1, w której zestawiono podstawowe dane dotyczące zespołów napędowych porównywanych statków powietrznych.

Tab. 1. Porównanie danych zespołu napędowego samolotu I-23 „Manager” i I-31T [Cichocka, 2014]

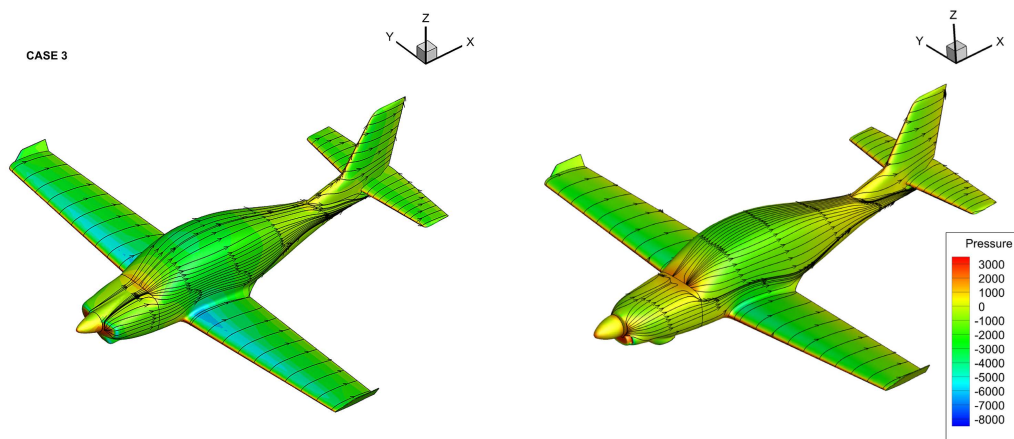
Samolot	I-23 „Manager”	I-31T
Model silnika	Lycoming O-360-A1A (Textron)	TP-100 (Prvni Brnenska Strojirna)
Typ silnika	tłokowy, 4-cylindrowy (bokser)	turbośmigłowy z wolną turbiną
Model śmigła (producent śmigła)	HC-C2YR-1BF/F7666A-4 (Hartzell Propeller)	MTV-25-1-D-C-F/ CFL-180-05 (MT-Propeller)
Charakterystyka śmigła	2-łopatuowe, stało-obrotowe, metalowe	5-łopatuowe, stało-obrotowe, kompozytowe
Średnica śmigła	1.829 [m]	1.80 [m]
Kierunek obrotów wału silnika (patrząc z kabiny pilotów)	prawy	lewy
Maksymalna, startowa moc silnika	134.2 [kW]	180 [kW] (5-minutowa)
Nominalna moc silnika (ciągła)	134.2 [kW]	160 [kW]
Prędkość obrotowa wału silnika / śmigła	2700 [RPM]	2158 [RPM]
Maksymalna sprawność śmigła	84.5%	78.9%
Zakres dopuszczalnych kątów nastawienia łopat śmigła	12.8 [deg] : 28.9 [deg]	5.8 [deg] : 37.8 [deg]
Typ paliwa do napędu silnika	benzyna lotnicza AVGAS 100 LL	nafta lotnicza JET A-1
Całkowita masa zespołu napędowego	185.820 [kg]	172.587 [kg]
Kąt zaklinowania osi silnika (osi ciągu śmigła) wzgl. <i>POM</i>	2.00 [deg]	0.00 [deg]

6. DANE AERODYNAMICZNE

Dane aerodynamiczne, na których oparto obliczenia obciążeń obu samolotów pochodzą z badań aerodynamicznych modelu samolotu I-23 „Manager” w 5-metrowym tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa, dokumenty [8,9]. W następnym kroku, dla analogicznych konfiguracji

obliczeniowych (pozycja klap, położenie podwozia, wpływ śmigła) każdego z płatowców zdefiniowano modele aerodynamiczne.

Ponadto założono, że skoro różnice w geometrii zewnętrznej samolotu I-31T w stosunku do tłokowego I-23 „Manager” dotyczą jedynie sekcji silnikowych, można przyjąć, że charakterystyki aerodynamiczne obydwu samolotów są identyczne, za wyjątkiem przebiegów dotyczących współczynnika momentu pochylającego. Po zamontowaniu silnika turbośmigłowego pojawił się efekt rozstateczniający, wynikający ze zwiększenia gabarytów przedniej części kadłuba. Ten niekorzystny wpływ uwzględniono w charakterystyce momentu pochylającego bez usterzenia poziomego zmodyfikowanego samolotu, wykorzystując dane dla jego tłokowej wersji. Następnie, w oparciu o metody CFD (Computational Fluid Dynamics), Rys. 3, a także szereg publikacji, w tym [10-12], dla każdego ze statków powietrznych obliczono przebieg zmian współczynnika $C_{m_{bh}}$ w funkcji kąta natarcia α . Numerycznie otrzymane charakterystyki aerodynamiczne posłużyły do wyznaczenia poprawek korekcyjnych do wyników badań w tunelu aerodynamicznym modelu samolotu tłokowego. Tym sposobem otrzymano niezbędny do analiz obciążeń zestaw danych aerodynamicznych, w tym charakterystyki współczynnika momentu pochylającego kompletnego samolotu I-31T oraz samolotu bez usterzenia poziomego.

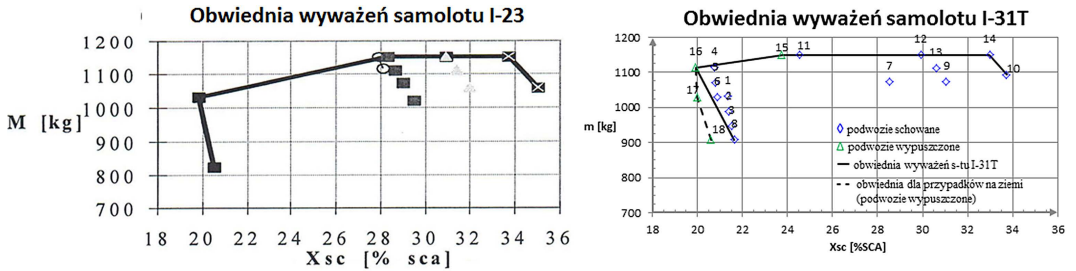


Rys. 3. Obliczenia numeryczne w środowisku Ansys Fluent a) samolot I-23 „Manager” b) samolot I-31T [Dziubiński, 2014]

7. MODELE MASOWE I OBWIEDNIE OBCIĄŻEŃ SAMOLOTÓW

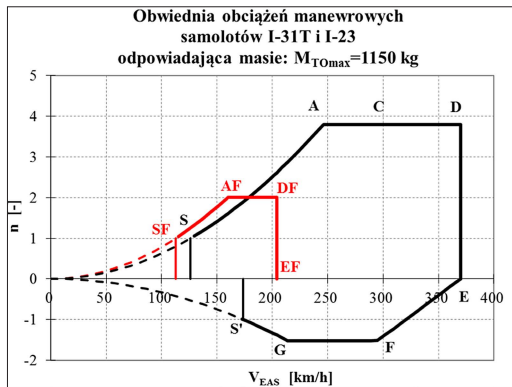
Zgodnie z założeniem zarówno maksymalna masa startowa jak i maksymalna masa do lądowania samolotu I-31T są identyczne jak dla konstrukcji z napędem tłokowym. Niezmienny pozostał również zakres wyważenia zmodernizowanej i bazowej wersji samolotu. Na Rys. 4 pokazano porównanie obwiedni wyważenia obu płatowców. Z uwagi na wyniki prób korkociągowych samolotu I-23 wprowadzono limit na tylne położenie środka ciężkości „Managera”, przesuując go z $x_{sc} = 35$ [%SCA] na 33.5 [%SCA], a wartość tę uznano za ograniczenie projektowe samolotu I-31T.

Dla celów obliczeń obciążeń w locie i na ziemi, obwiednia wyrwania V-n zarówno dla samolotu I-31T, jak i dla I-23 „Manager” została wyznaczona w oparciu o przepisy zdatości FAR 23, wg [5];



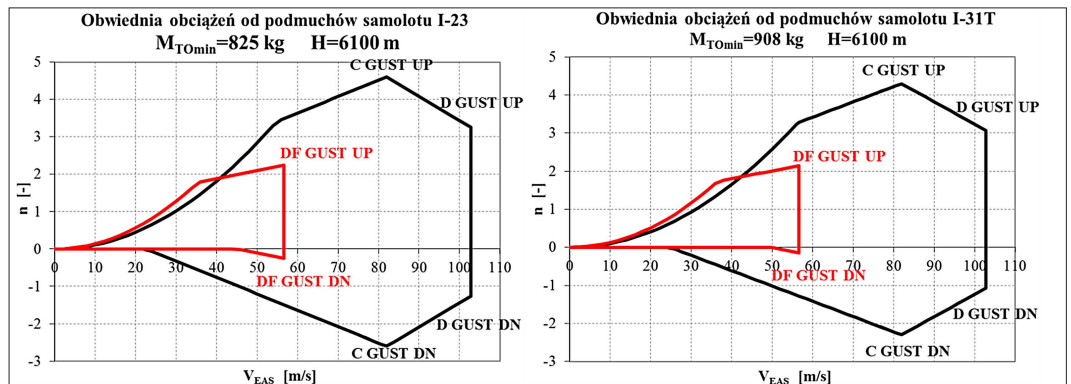
Rys. 4. Obwiednia wyważenia a) samolotu I-23 [Urbaniak, 1999] b) samolotu I-31T [Cichocka, 2014]

zgodnie z wymaganiami dla statków powietrznych zbudowanych w kategorii *NORMALNEJ*. Mimo, iż samolot I-31T napędzany jest przez turbośmigłowy zespół napędowy, również obowiązują ograniczenia prędkości: V_{NO} i V_{NE} , a prędkość nurkowania V_D została zredukowana do wartości uzyskanej dla płatowca z silnikiem tłokowym. Stąd wszystkie prędkości projektowe zmodyfikowanej konstrukcji są takie same jak dla I-23 „Manager”. Poniżej, na Rys. 5, zamieszczono wyniki w postaci obwiedni obciążeń V-n od manewrów symetrycznych – takiej samej dla I-31T jak dla I-23 „Manager”.



Rys. 5. Obwiednia obciążeń od manewrów (wg przepisów FAR 23 popr. 42) samolotu I-23 „Manager” i I-31T [Cichocka, 2014]

Krzywą wyrwania od podmuchów pionowych obydwo płatowców obliczono przyjmując tę samą wysokość lotu $H = 6100$ [m]. Z uwagi na ekstremalne wartości współczynnika n_z od podmuchów pionowych otrzymywane dla modeli załadowania samolotu o minimalnej masie, charakterystyczne punkty obwiedni V-n od podmuchów dla obu statków powietrznych odpowiadają różnym masom obliczeniowym. Minimalna masa w locie turbośmigłowego I-31T jest większa niż tłokowego I-23, zatem, jak pokazano na Rys. 6, współczynniki obciążeń normalnych n_z od podmuchów pionowych dla I-31T są mniejsze niż dla „Managera”.



Rys. 6. Obwiednia obciążeń od podmuchów dla a) samolotu I-23 Manager b) samolotu I-31T [Cichocka, 2014]

Dla każdego z samolotów rozpatrzono łącznie po ponad tysiąc przypadków globalnych obciążeń w locie i na ziemi wynikających z wymagań przepisów FAR 23, zgodnie z [5]. Następnie, spośród nich wybrano:

- dla samolotu I-31T: 112 krytycznych przypadków obciążeń w locie, 26 krytycznych przypadków obciążeń na ziemi;
- dla samolotu I-23 "Manager": 102 krytycznych przypadków obciążeń w locie, 26 krytycznych przypadków obciążeń na ziemi.

Przeprowadzono również obliczenia i szczegółowe analizy ilościowe dla szeregu przypadków obciążeń o charakterze lokalnym.

Dla obu samolotów przyjęto identyczny sposób identyfikacji przypadków obciążeń. Każdy z nich poprzez nadaną nazwę oraz 9-cyfrowy numer jednoznacznie definiuje rozpatrywany stan, konfigurację i parametry lotu, a także model masowy samolotu, zgodnie z filozofią przyjętą w dokumentacji [8,9].

Dla referencyjnego i zmodernizowanego statku powietrznego obciążenia podwozi oraz obciążenia całej konstrukcji w konfiguracji na ziemi wyznaczono korzystając z wyników badań dynamicznych układu skrzydło - podwozie główne samolotu I-23 „Manager” o maksymalnej masie do lądowania 1150 [kg], wg [8,9]. Ponadto uwzględniono wymagania zawarte w dodatku C do przepisów FAR 23.

Wyznaczenie obciążeń możliwych do wystąpienia w locie i na ziemi, w sytuacjach normalnych i awaryjnych, opiera się na założeniu, że statek powietrzny w każdym ze zdefiniowanych wariantów znajduje się w stanie równowagi. To z kolei umożliwiło wyznaczenie sił i momentów sił we wszystkich przekrojach obliczeniowych wyodrębnionych wzdłuż rozpiętości powierzchni nośnych i długości kadłuba. Do analiz obciążeń wykorzystano pakiet obliczeniowy MEWA, [8,9], który umożliwia obliczenie obciążeń we wszystkich przypadkach zdefiniowanych w przepisach budowy samolotów lekkich [4-7,13]. Ponadto, w oparciu o wybrane pozycje literatury fachowej, oraz dostępne normy i zalecenia, m.in [14-19], uwzględniono szereg dodatkowych, możliwych do wystąpienia warunków (dla samolotu w konfiguracji lotnej i na ziemi), w których siły i momenty sił działające na konstrukcje są potencjalnie krytyczne.

8. KRYTERIUM PORÓWNAWCZE I SPOSÓB PREZENTACJI WYNIKÓW

Do porównania obciążeń turbośmigłowego I-31T z wyznaczonymi dla I-23 „Manager” zdefiniowano następujące kryterium w postaci bezwymiarowego współczynnika zapisanego w następującej formie:

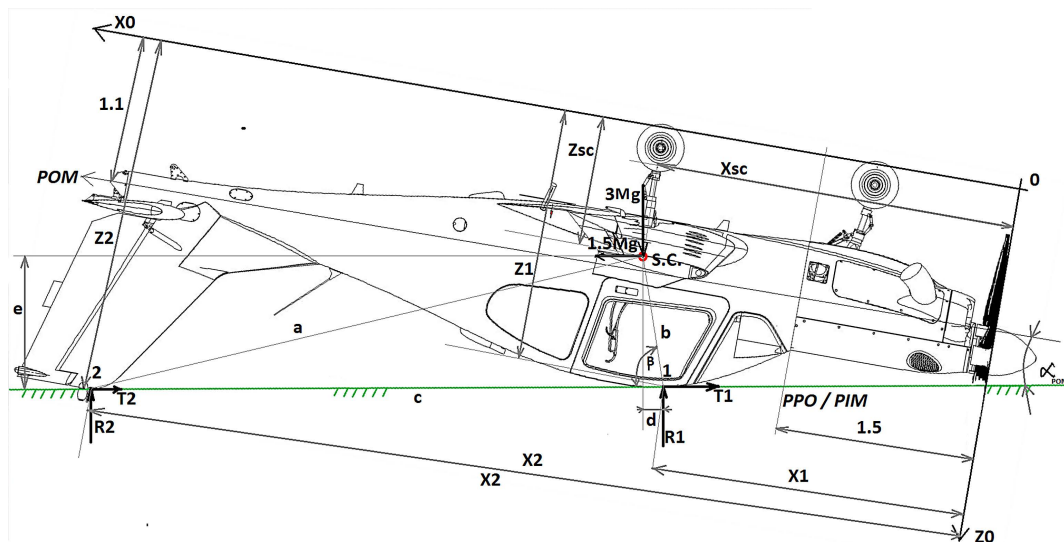
$$k_{I-31T/I-23} = \frac{F_{I-31T}}{F_{I-23}} \quad (1)$$

gdzie:

F_{I-31T} , F_{I-23} - obciążenie odpowiednio: dla I-31T i dla I-23 "Manager".

Ocenie podlegały nie tylko przebiegi obciążeń globalnych, tj. rozkłady sił i momentów sił w kolejnych, charakterystycznych przekrojach obliczeniowych wzdłuż kadłuba i rozpiętości skrzydeł, ale również zestawiono obciążenia lokalne. Do drugiej grupy należą przypadki uwzględniające

stany awaryjne samolotu oraz te, które mogą wystąpić m.in. podczas podnoszenia samolotu, holowania, kotwiczenia, kapotażu (Rys. 7), wejścia w niezamierzony korkociąg. Ciekawym zagadnieniem okazały się obciążenia zbiorników paliwa. Mimo, że w zmodernizowanej konstrukcji nie wprowadzono żadnych zmian w zakresie zbiorników, to okazało się, że ich obciążenia dla obu samolotów nie są takie same. Różnią się one z uwagi na większą gęstość ropy lotniczej JET A-1 (I-31T) w stosunku do benzyny lotniczej AVGAS 100LL (I-23).

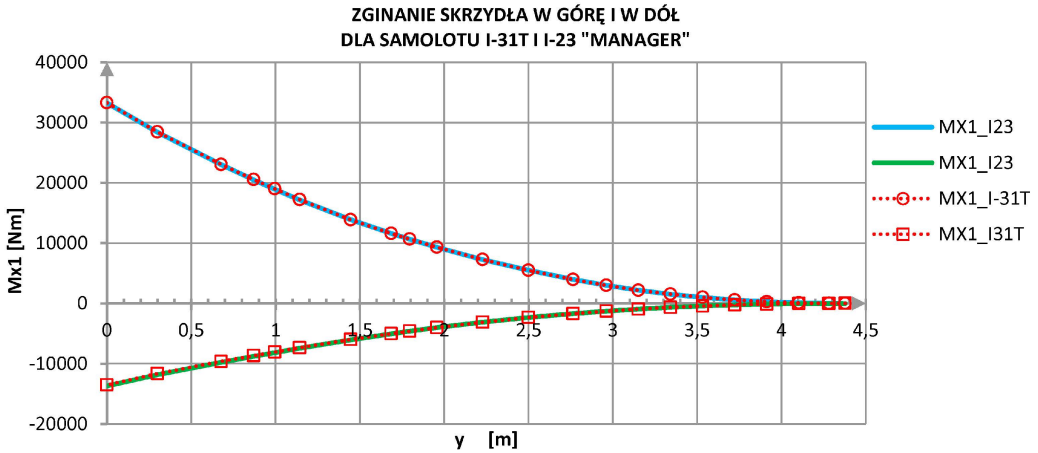


Rys. 7. Przypadek obciążeń działających podczas kapotażu samolotu I-31T [Cichocka, 2014]

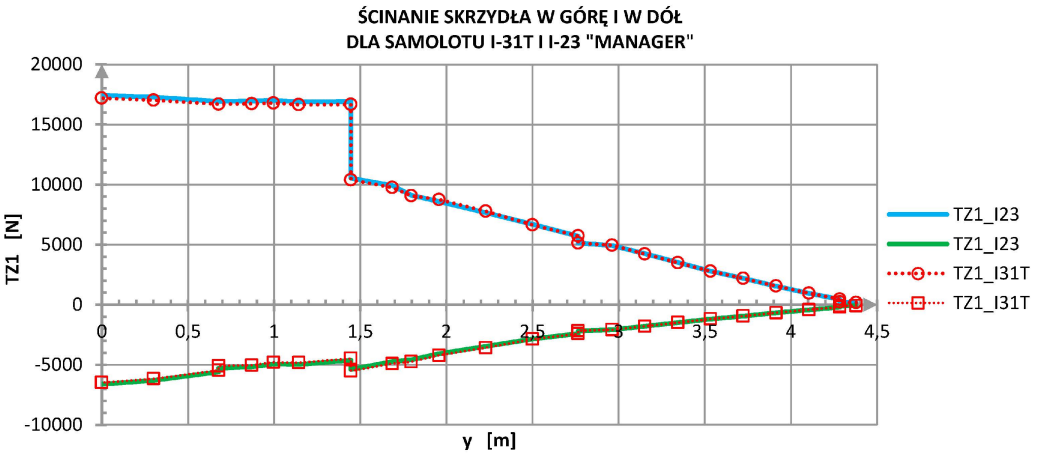
Na wykresach przedstawionych poniżej, (Rys. 8-12), pokazano przebiegi sił i momentów sił wzdłuż prawego skrzydła (dodatknie współrzędne osi Y), a następnie, (Rys. 13-18), wzdłuż kadłubów rozważanych dwóch konstrukcji. W każdym przekroju obliczeniowym, w którym dla samolotu I-31T zanotowano przekroczenie obwiedni obciążeń samolotu tłokowego, podano skróconą nazwę przypadku obliczeniowego. W rezultacie umożliwiło to wskazanie najbardziej niekorzystnych warunków i parametrów lotu oraz konfiguracji załadunku samolotu, przy której rozważane obciążenie osiąga wartość krytyczną.

Globalne wartości sił tnących i momentów gnących skrzydła samolotu I-31T nie są wyższe niż dla konstrukcji napędzanej silnikiem tłokowym. Jednakże w przypadku momentu skręcającego uzyskano nieznacznie większe, dodatnie wartości M_{Y1} . Skręcanie powodujące przyrost kąta natarcia zaobserwowano w warunkach lotu z prędkością manewrową V_A , gdy skrzydła płatowca obciążone są niesymetrycznie (przypadek: A ASYM; Rys. 12), a także dla dwóch stanów wychyleń lotek w locie z prędkością V_A i V_C , przy współczynniku obciążeń dopuszczalnych wynoszącym $^{2/3}n_A$ (patrz: Rys. 5); są to przypadki odpowiednio A AIL i C AIL (wg FAR 23.349(b) i FAR 23.455(a)(2)).

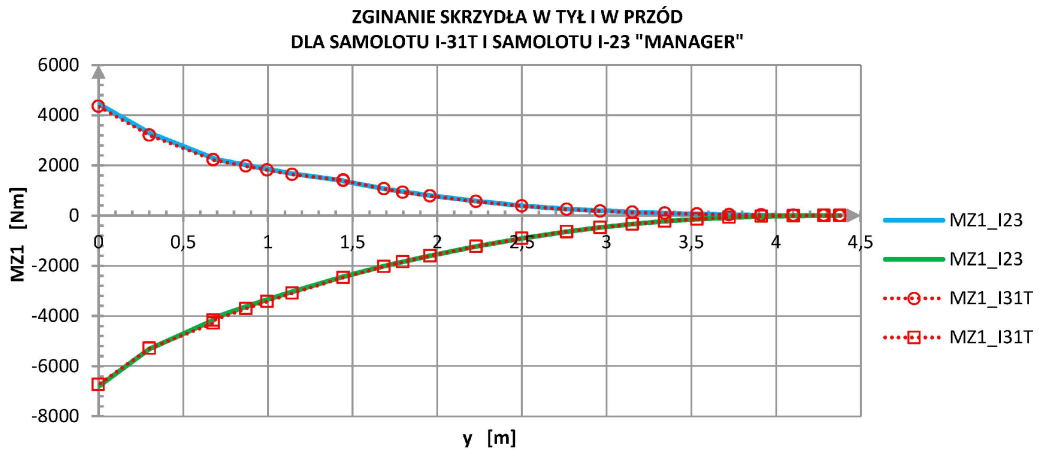
Przekroczenie obciążeń w zakresie ujemnego momentu skręcającego skrzydła samolotu I-31T występuje w obszarze między punktami mocowań goleni podwozia głównego do struktury skrzydeł.



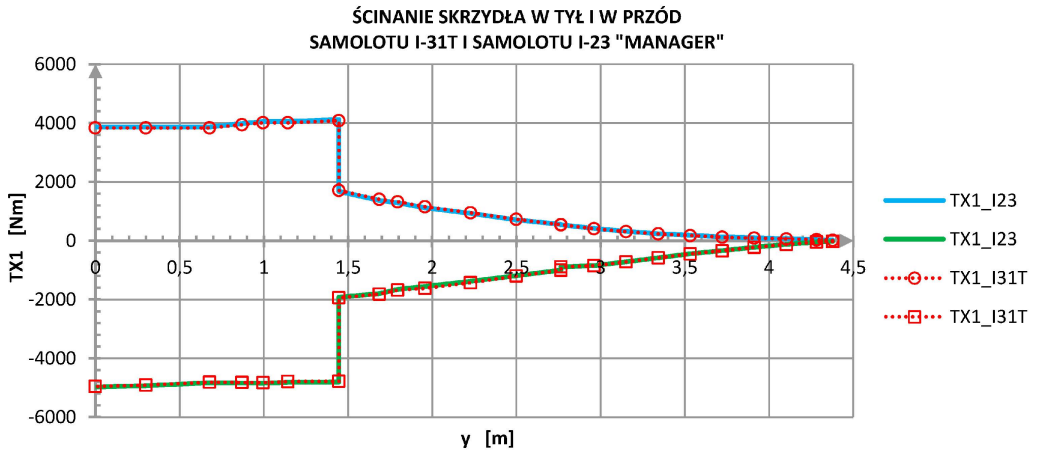
Rys. 8. Porównanie ekstremalnego zginania w górę i w dół skrzydła samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichočka, 2014]



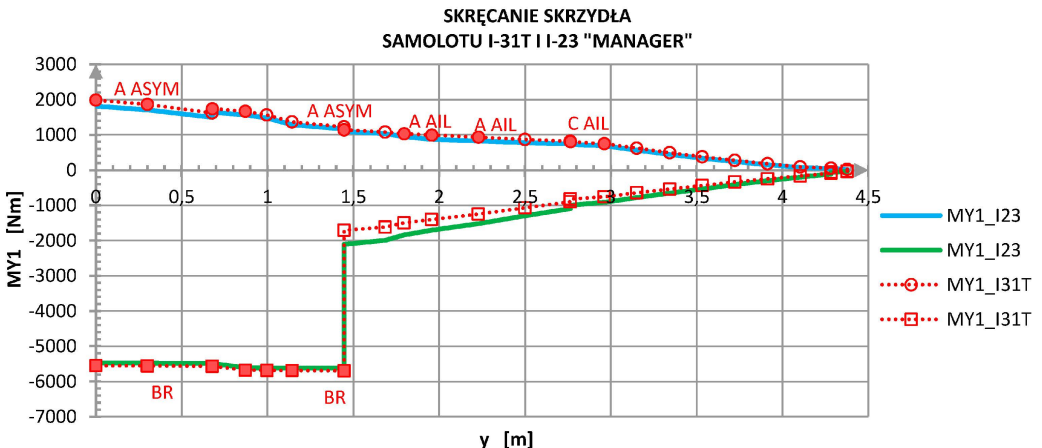
Rys. 9. Porównanie ekstremalnego ścinania w górę i w dół skrzydła samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichočka, 2014]



Rys. 10. Porównanie ekstremalnego zginania w przód i w tył skrzydła samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichočka, 2014]



Rys. 11. Porównanie ekstremalnego ścinania w przód i w tył skrzydła samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

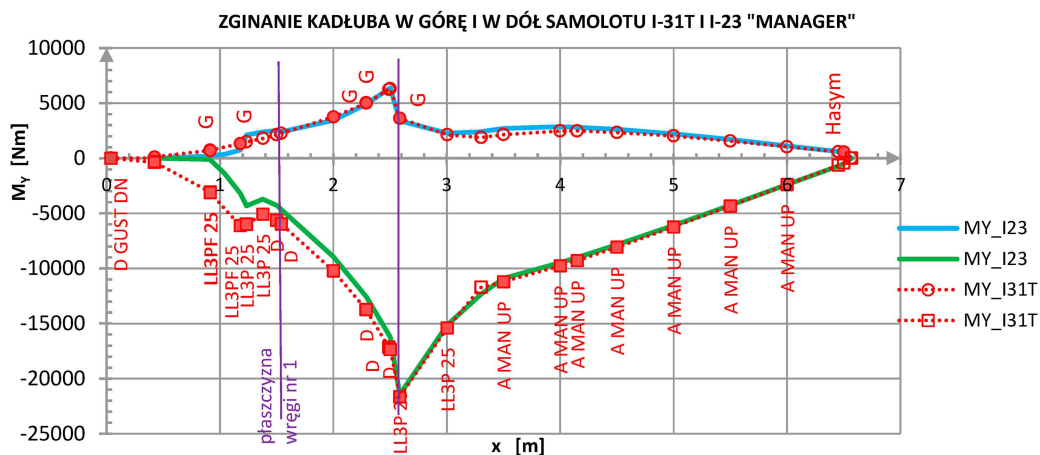


Rys. 12. Porównanie ekstremalnego skręcania skrzydła samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

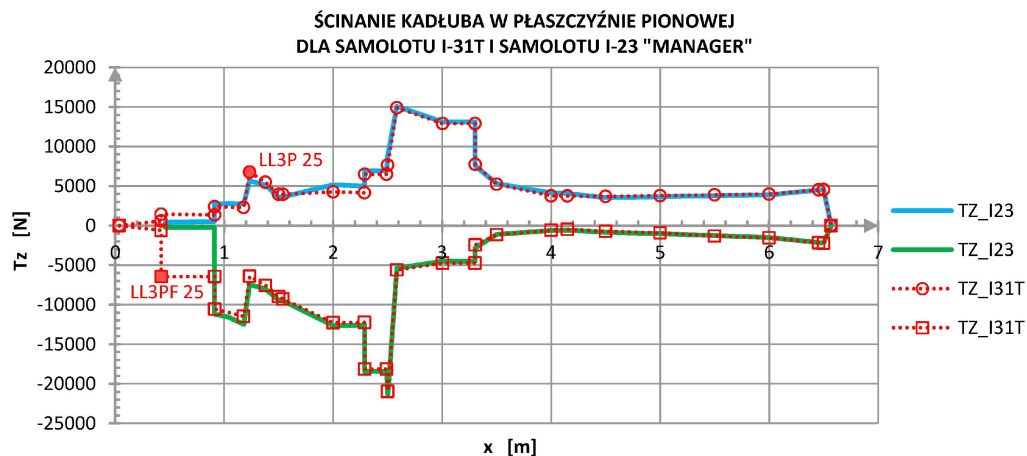
Wymiarującym przypadkiem jest toczenie się samolotu z jednoczesnym hamowaniem (przypadek oznaczony jako BR; Rys. 12).

Z uwagi na inną geometrię przedniej części kadłuba samolotu I-31T w stosunku do samolotu I-23 „Manager”, porównaniu obciążeń wzdłuż długości kadłuba podlegał obszar za węzłą nr 1 ($x \geq 1.5$ [m]) każdego ze statków powietrznych. Łoże silnika wraz całym zespołem napędowym i zabudowanymi systemami silnikowymi samolotu I-31T podlegają europejskim przepisom CS 23, [6,7]. Stąd wytrzymałość obu łoż silnikowych oraz węzłów ich mocowania do struktury każdego z płatowców została potwierdzona drogą niezależnych prób statycznych.

Przypadki obciążeń konstrukcji turbośmigłowej, dla których zanotowano większe wartości momenty dodatnie M_y , odpowiadają warunkom lotu z prędkością V_G (patrz Rys. 5) i oznaczone są symbolem „G” (Rys. 13). Z kolei część spływowa kadłuba pod względem zginania w górę jest wymiarowana przez przypadek asymetrycznego obciążenia usterzenia poziomego. Wariant ten sprecyzowany jest przez paragraf FAR-23.427(b) i na Rys. 13 dany symbolem Hasym.

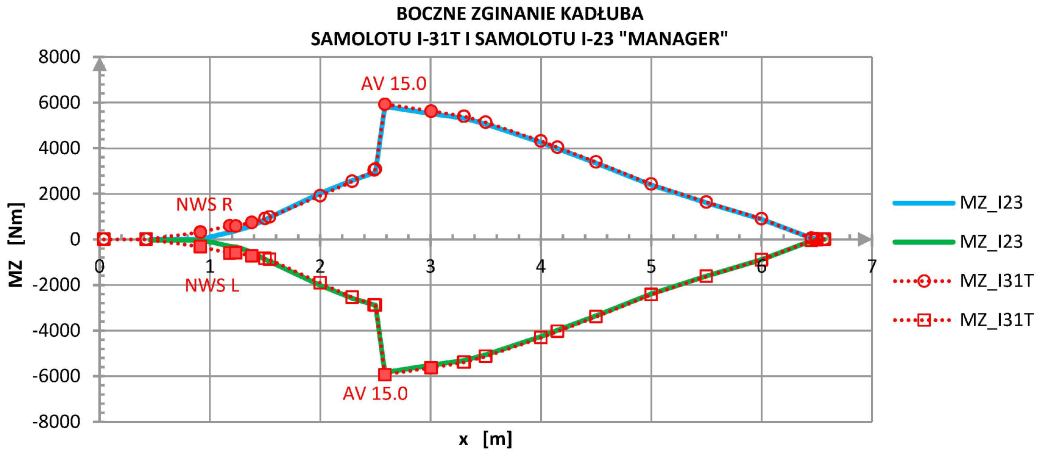


Rys. 13. Porównanie ekstremalnego zginania w górę i w dół kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

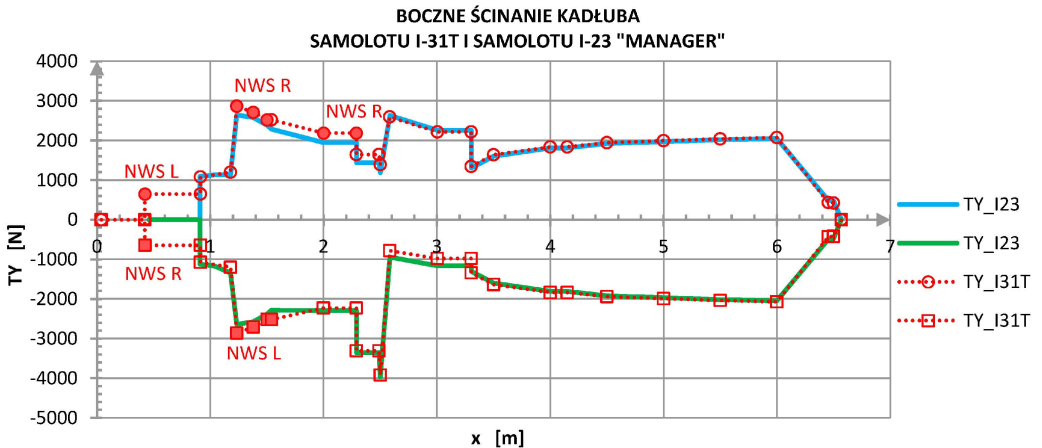


Rys. 14. Porównanie ekstremalnego ścinania w płaszczyźnie pionowej kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

Dla przedniej części kadłuba I-31T można także zauważyć bardziej niekorzystne wartości ujemnego zarówno zginania (Rys. 13), jak i ujemnego ścinania w płaszczyźnie pionowej (Rys. 14). Obciążenia ekstremalne występują podczas lądowania samolotu na trzy punkty, tj. gdy koła podwozia przedniego i głównego stykają się z ziemią równocześnie, przy założeniu 25-procentowego ugięcia amortyzatorów goleni podwozia głównego. Przypadki te oznaczone są jako LL3P 25 oraz LL3PF 25 (gdzie ‘F’ to odbój sprężysty przedniej goleni podwozia). Potencjalnie niebezpiecznymi warunkami jest lot z prędkością V_D , (przypadki ozn. jako D), również te, w którym samolot wpada w podmuch pionowy skierowany w dół (D GUST DN; Rys. 13). Zginanie tylnego fragmentu kadłuba samolotu turbośmigłowego jest nieco większe niż dla wersji tłokowej płatowca, gdy w locie poziomym z prędkością manewrową V_A pilot nagle wychyli ster wysokości w dół (nazwa przypadku A MAN UP), zgodnie z wymaganiami FAR-23.333(b).



Rys. 15. Porównanie ekstremalnego bocznego zginania kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

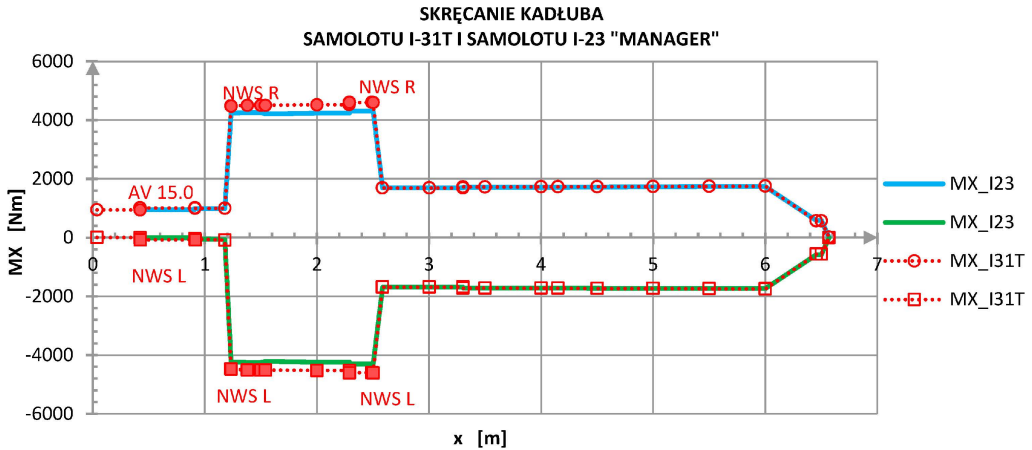


Rys. 16. Porównanie ekstremalnego bocznego ścinania kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

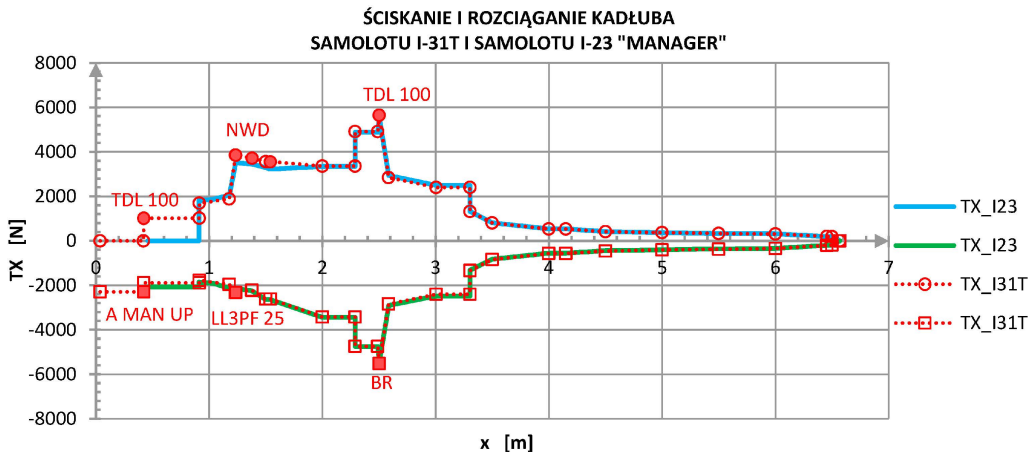
Boczne zginanie i boczne ścinanie oraz skręcanie kadłuba I-31T jest większe niż dla I-23 przede wszystkim w przypadkach samolotu w konfiguracji na ziemi (podwozie wypuszczone). Ekstremalne wartości momentu M_z i siły T_y dla nosowego fragmentu konstrukcji samolotu z silnikiem turbinowym, zaznaczone na Rys. 15-16, odpowiadają przypadkom sił bocznych działających w lewo (NWS L) i w prawo (NWS R) na koło podwozia przedniego i objętej tymi obciążeniami tzw. strukturę podpierającą. Warianty te zgodne są z wymaganiami zdefiniowanymi przez FAR-23.499(c).

Boczne zginanie kadłuba samolotu I-31T jest również nieznacznie większe niż dla płatowca z napędem tłokowym w locie z prędkością manewrową V_A , gdy kąt ślizgu wynosi $\beta=15^\circ$, a pilot utrzymuje ster kierunku w pozycji neutralnej ($\delta_v=0^\circ$), wg FAR-23.441(a)(3).

Mogą wystąpić również przypadki, w których kadłub konstrukcji turbośmigłowej jest ściskany lub rozciągany z większą siłą T_x niż w wersji samolotu oznaczonej jako I-23. Rys. 18 pokazuje, że oprócz jednego przypadku w locie, którym jest manewr wyrwania w górę przy prędkości V_A



Rys. 17. Porównanie ekstremalnego skręcania kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]



Rys. 18. Porównanie ekstremalnego ściskania i rozciągania kadłuba samolotu I-31T z I-23 „Manager” [Cichocka, 2014]

(A MAN UP), pozostałe ekstremalne obciążenia w zdefiniowanych przekrojach obliczeniowych kadłuba odpowiadają wariantom, gdy podwozie jest wypuszczone. Ujemna wartość ścinania ujemnego wzdłuż osi Ox odpowiada gwałtownemu hamowaniu samolotu podczas toczenia po przyziemieniu (BR) oraz lądowaniu na trzy punkty z odbojem sprężystym podwozia przedniego i 25-procentowym ugięciem amortyzatorów podwozia głównego (LL3PF 25). Przekroczenie dodatnich wartości siły Tx dla konstrukcji zmodernizowanej pojawia się podczas lądowania z ogonem przy ziemi i 100-procentowym ugięciu amortyzatorów podwozia głównego (ozn. TDL 100), a także gdy na podwozie przednie działa obciążenie skierowane w tył (wg FAR-23.449(a)).

9. WNIOSKI

Zestawienie wszystkich obwiedni obciążeń wzdłuż długości kadłuba samolotu I-31T i I-23 „Manager”, pokazane na Rys. 13-18, potwierdziło, że wprowadzenie modyfikacji w części nosowej

kadłuba samolotu skutkuje większymi obciążeniami w rejonie kadłuba, w którym zabudowano turbośmigłowy zespół napędowy.

Krytycznym przypadkiem obciążeń jest lądowanie samolotu na trzy punkty z odbojem sprężystym goleni podwozia przedniego i z 25-procentowym ugięciem amortyzatorów podwozia samolotu I-31T, (przypadek oznaczony jako LL3PF 25 1114 20 119) oraz przypadek wyrwania do maksymalnej dopuszczalnej wartości współczynnika obciążeń samolotu lekkiego kategorii normalnej $n_z = 3,8$ w locie z prędkością nurkowania V_D i maksymalną masą startową.

W celu zmniejszenia obciążeń działających na kadłub I-31T należało zaplanować wprowadzenie odpowiednich ograniczeń eksploatacyjnych dla samolotu I-31T.

Z uwagi na całkowicie nową część przednią kadłuba samolotu I-31T w stosunku do I-23 szczególną uwagę objęto obciążenia łoża silnika TP-100. Analiza obciążeń łoża silnika samolotu I-31T obejmuje łącznie 23 przypadki obciążeń, które uwzględniają wszystkie wymagania zawarte w przepisach budowy samolotów lekkich CS 23, wg [6,7]. Obciążenia łoża silnika samolotu I-23 „Manager” wyznaczono w oparciu o odpowiednie paragrafy amerykańskich przepisów FAR 23, z poprawką 42 włącznie, tj. wg [5]. W związku z tym, że łoża silników obu płatowców podlegają innym regulacjom, porównywanie wyników obciążeń nie jest zasadne. Stąd, dla samolotu I-31T zostały przeprowadzone stosowne próby statyczne, które potwierdziły jego wytrzymałość, zgodnie z wymaganiami zawartymi w dokumencie [7].

Dla samolotu I-31T oraz I-23 „Manager” obciążenia podwozia głównego oraz podwozia przedniego wyznaczono obciążenia samolotów na ziemi. Dla obu statków powietrznych rozpatrzono łącznie po 26 krytycznych przypadków obciążeń podwozi samolotów. Do analiz wybrano dwa decydujące modele załadowania:

- samolot I-31T oraz I-23 „Manager” o maksymalnej masie startowej:
 - $m_{TO_1} = m_{TO_{max}} = 1150$ [kg]
- samolot o masie, której odpowiada najbardziej przednie położenie środka ciężkości w konfiguracji z podwoziem wypuszczonym
 - dla I-31T: $m_{TO_2} = 1114$ [kg]
 - dla I-23 „Manager”: $m_{TO_2} = 1032$ [kg]

Finalnie otrzymano, że dla przypadków obciążeń podwozi samolotów, o maksymalnej masie do startu dla podwozia głównego samolotu I-31T obciążenia są zawsze mniejsze niż dla I-23 „Manager”. Z kolei przypadki obciążeń samolotu z $m_{TO_{max}}$ nie są wymiarujące dla podwozia przedniego obu płatowców.

Przy maksymalnie przednim położeniu środka ciężkości samolotu, otrzymane obciążenia podwozia, zarówno głównego jak i przedniego, są odpowiednio większe dla konstrukcji o wyższej masie m_{TO_2} . W rezultacie dla przedniej goleni podwozia I-31T krytyczne wartości obciążeń są większe, niż dla płatowca z napędem tłokowym. Dotyczy to wszystkich kierunków działania zarówno sił jak i momentów sił, a także obciążeń maksymalnych (dodatnich) i minimalnych (największych ujemnych). Jednakże po zamontowaniu jednostki turbośmigłowej obciążenia wzrosły o maksymalnie 7,7% w stosunku do analogicznych obciążeń podwozia przedniego samolotu I-23.

10. PODSUMOWANIE

Zastosowanie w konstrukcji I-31T silnika turbośmigłowego wymusiło zaprojektowanie nowego łoża silnikowego. W związku z dłuższą sekcją nosową, otrzymano istotne przekroczenia obciążeń dla tej części kadłuba. Dotyczy to nie tylko ramy, do której montowana jest jednostka napędowa i która podlega niezależnej ocenie wytrzymałości (Rys. 19), ale też fragmentu kadłuba pomiędzy wręgą nr 1, a rejonem mocowania skrzydeł. W obszarze tym ekstremalna wartość momentu gnącego w stosunku do wartości referencyjnej uzyskanej dla samolotu I-23 „Manager” jest większa o 31,5%. Z tego powodu dodatkowym analizom podlegały również siły w węzłach mocowania łoża silnika do kadłuba oraz siła w węźle mocowania zastrzału podwozia przedniego. Respektowanie limitu narzuconego przez obciążenia I-23, otrzymane dla analogicznych przypadków obliczeniowych ma szczególne znaczenie do wykazania zgodności z wymaganiami przepisów dla zmodernizowanej wersji samolotu. Dla tych ekstremalnych wartości posiadany jest dowód wytrzymałości uzyskany na drodze eksperymentalnej. Zatem, aby uniknąć potrzeby wykonywania prób stanowiskowych, stało się nieodzownym sprecyzowanie ograniczeń eksploatacyjnych dla samolotu turbośmigłowego tak, aby siły w węzłach kadłubowych, do których mocowane jest łoże silnika, nie przekroczyły wartości referencyjnych. Krytyczne obciążenia otrzymano dla przypadku lądowania na trzy punktu z odbojem sprężystym goleni



Rys. 19. Łoże silnika samolotu I-31T w trakcie prób statycznych [Cichocka, 2014]

podwozia przedniego i 25% ugięciem amortyzatorów podwozia głównego (przypadek oznaczony jako LL3PF 25). W tym celu zmniejszono dopuszczalny współczynnik obciążeń podczas przyziemienia do $n_z=2,68$, zmniejszając tym samym prędkość pionową samolotu podczas lądowania z $V_z=2,995$ [m/s] do $V_z=2,29$ [m/s]. Ograniczenie prędkości opadania było wystarczające do zredukowania obciążeń górnych węzłów mocowania łoża silnika do struktury samolotu. W krytycznym przypadku obciążeń normalnych posiadany zapas do wymaganego nieprzekraczalnego poziomu, tj. w stosunku do odpowiednich sił zrealizowanych w próbach statycznych samolotu I-23, wynosi 0,23%.

Wymiarującym przypadkiem dla zginania przedniej części kadłuba w dół w locie z minimalną dopuszczalną masą jest wyrwanie do współczynnika obciążeń równego $n_z = 3,8$ w locie z prędkością nurkowania V_D . Przypadek ten także wymagał sprecyzowania ograniczeń eksploatacyjnych dla samolotu I-31T. Zredukowanie obciążeń krytycznych było możliwe poprzez zmniejszenie dopuszczalnej wartości współczynnika obciążeń n_z w locie do wartości 2,89.

Zdefiniowane ograniczenia eksploatacyjne pozwoliły na zmniejszenie obciążeń kadłuba samolotu I-31T do poziomu nieprzekraczającego obwiedni uzyskanej dla I-23 „Manager”.

Wszystkie pozostałe zanotowane przekroczenia obciążeń dla samolotu I-31T okazały się niewielkie. W większości przypadków nie przekraczały 1%. W związku z tym nie przewidziano konieczności nałożenia kolejnych ograniczeń eksploatacyjnych. W wytypowanych przypadkach zalecono jedynie obligatoryjne przeprowadzenia dodatkowych ocen wytrzymałości. Dotyczy to dodatniego skręcania skrzydła dla przypadku toczenia po przyziemieniu z jednoczesnym hamowaniem (ozn. jako BR), zginania skrzydła w górę podczas wyrwania w locie z prędkością nurkowania przy załadunku samolotu do tzw. niepełnej masy startowej (masy mniejszej od maksymalnej dopuszczalnej).

We wszystkich zdefiniowanych przypadkach obciążeń zbiorników paliwa I-31T otrzymano większe obciążenia niż dla samolotu I-23 „Manager”. W najbardziej krytycznym przypadku obciążeń, tj. podczas lądowania awaryjnego (ozn. *ELC2*), gdy na samolot działa opóźnienie równe 9_g , współczynnik $k_{I-31T/I-23}$ wynosi 1,146. Znacznie większe obciążenia zbiorników I-31T wynikają wyłącznie z większej gęstości paliwa JET A-1 w stosunku do benzyny lotniczej AVGAS 100LL. Zmniejszenie dopuszczalnej masy paliwa byłoby skutecznym sposobem na zmniejszenie obciążeń poniżej wymaganego poziomu granicznego. Takie rozwiązanie jest, jednakże niedopuszczalne. Przez wzgląd na duże zużycie paliwa silników turbinowych wiązałoby się to z nadmiernym skróceniem długości lotu. Nie ma również możliwości obniżenia współczynnika obciążeń niszczących podczas awaryjnego lądowania, zatem wytrzymałość zbiorników paliwa musiała zostać zweryfikowana na drodze dodatkowych analiz.

Z uwagi na niewielkie przekroczenia obciążeń dodatkowym ocenom wytrzymałościowym podlegało usterzenie poziome, usterzenie pionowe i przednie podwozie samolotu I-31T oraz lokalne przypadki wywołujące obciążenia struktury przy kapotażu, niezamierzonym korkociągu oraz dotyczące obciążeń płozy ogonowej. Analizy te miały rozstrzygnąć, czy istnieje konieczność sformułowaniu odpowiednich ograniczeń użytkowania, bądź potrzeba sformułowania rekomendacji dla pilota.

11. WNIOSKI

Modyfikacja polegająca na zmianie silnika z tłokowego na turbinowy lekkiego samolotu klasy General Aviation została zrealizowana w ramach projektu ESPOSA. Realizacja całego przedsięwzięcia potwierdziła sensowność tego typu modernizacji dla konstrukcji napędzanych przez przestarzałe zespoły napędowe. Przebudowa istniejących płatowców, posiadających nadane Certyfikaty Typu, gwarantuje szybsze uzyskanie ponownej zdolności do lotu unowocześnianego statku powietrznego. Istnieje jednak kilka wymagań i rozmyślnie opracowanego scenariusza działań do osiągnięcia zamierzonego celu, który należy przewidzieć na początkowym etapie projektowym.

W artykule skupiono się na wpływie typu zainstalowanego silnika na obciążenia struktury płatowca. Przedstawiono założenia wstępne, których zasadniczą ideą było otrzymanie obciążeń zmodyfikowanej wersji obiektu na poziomie nie wyższym niż udokumentowane dla pierwotnego wariantu rozważonego samolotu lekkiego. Ograniczenia, zdefiniowane przed przystąpieniem do realizacji planu projektu ESPOSA, dotyczyły maksymalnej masy startowej, zakresu wyważenia, krzywej wyrwania (prędkości projektowych i dopuszczalnych współczynników obciążeń normalnych). Opiewały one również koncepcję, aby zmiany w geometrii zewnętrznej objęły jedynie sekcję kadłuba, w której zamontowano wybraną jednostkę napędową. Rezultatem takiego podejścia jest możliwość zachowania, jako aktualnych, posiadanych dowodów zgodności z przepisami certyfikacyjnymi. W praktyce oznacza to brak konieczności powtarzania czasochłonnych i niezwykle kosztownych prób statycznych i dynamicznych, a także szeregu analiz wytrzymałościowych dla nowopowstałego typu statku powietrznego. Wykonanie odpowiednich badań eksperymentalnych dotyczyło jedynie części nowych, różniących się w stosunku do bazowej konfiguracji płatowca. Sposób ten pozwolił na szybsze uzyskanie dopuszczenia do lotu i realizację programu oraz koncepcji projektu ESPOSA.

Rozważono ponad tysiąc przypadków obliczeniowych, zgodnych z wymaganiami budowy samolotów lekkich. Wyniki potwierdziły słuszność przyjętych założeń wstępnych. Wedle oczekiwań, obciążenia zmodernizowanego samolotu turbośmigłowego w znacznej większości okazały się mniejsze niż dla wersji tłokowej. Natomiast dla wszystkich przypadków, dla których zanotowano przekroczenie obciążeń referencyjnych, przeprowadzono dodatkowe oceny wytrzymałości celem sprawdzenia, czy obliczone obciążenia nie przewyższają wartości zrealizowanych w konstruktorskich próbach certyfikacyjnych dla samolotu tłokowego. Dla tych przypadków obciążeń, w których zanotowane, większe obciążenia, niż dla obiektu odniesienia, nie można było uznać za akceptowalne, wprowadzono stosowne ograniczenia eksploatacyjne zmniejszające krytyczne wartości sił, bądź momentów sił do poziomu dopuszczalnego.

Wybrany do analiz statek powietrzny jest typową konstrukcją klasy General Aviation. Można zatem uznać, że zaprezentowane podejście do jego modernizacji, a także wnioski z wykonanych analiz, są w pełni aktualne i obowiązujące dla wszystkich samolotów lekkich, podlegających zarówno amerykańskim regulacjom certyfikacyjnym FAR-23, jak i ich europejskiemu odpowiednikowi, tj. przepisom CS-23.

LITERATURA

- [1] ESPOSA Project, FP7-AAT-2011-RTD-1. 2011, Description of Work - Annex I. AAT.2011.4.4-4.: Integrated approach to efficient propulsion and related aircraft systems for small-size aircraft, Grant agreement no. 284859.
- [2] Wiśniowski, W., 2014, „Specjalizacje Instytutu Lotnictwa. Przegląd i wnioski”, Prace Instytutu Lotnictwa, 235(2), pp. 7-16.
- [3] Wiśniowski, W., 2014, „XX lat Programu Samolotów Lekkich i Bezpieczeństwa”, Prace Instytutu Lotnictwa, 236(3), pp. 7-25.
- [4] Federal Aviation Administration, 1967, Advisory Circular. Small Airplane Certification Compliance Program. AC No 23-15A. FAA U.S. Department of Transportation.
- [5] Federal Aviation Administration, 1967, Federal Aviation Regulations Part 23. FAR-23 Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes. 14 CFR. FAA.
- [6] EASA, 2012, Acceptable Means of Compliance (AMC). CS-23 Book 2. EASA Certifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Comuter Categoгу Aeroplanes, Amd. 3, European Aviation Safety Agency.
- [7] EASA, 2012, Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23, Amd. 3, European Aviation Safety Agency.
- [8] Cichocka, E., 2014, „Obciążenia samolotu I-31T. wyd. II”, Spr. Nr 3100/0001/BP/2014, Instytut Lotnictwa, Warszawa (dokument niepublikowany).
- [9] Urbaniak, W., 1999, „Obciążenia samolotu I-23 „Manager”. wyd. II”, Spr. Nr I-23/BP-6/9/99, Instytut Lotnictwa, Warszawa (dokument niepublikowany).
- [10] Stalewski, W., Sznajder, J., 2014, „Modification of aerodynamic wing loads by fluidic devices”, Journal of KONES, 21(3), pp. 271-278.
- [11] Stalewski, W., Sznajder, J., 2010, „Application of a panel method wth viscous-in-viscid interaction for the determination of aerodynamic characteristics of Cesar Base-Line aircraft”, Prace instytutu Lotnictwa, 207(5), pp. 76-97.
- [12] Goraj, Z., Sznajder, J., 2000, „Extreme loads calculation following a sudden elevator deflection or vertical gust”, Research Bulletin/Warsaw University of Techniogy, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, 10, pp. 121-130.
- [13] Federal Aviation Administration, 2011, Advisory Circular. Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes. AC No 23-8C, FAA US. Department of Transportation.
- [14] Civil Aviation Authority, 1987, CAP 467, BCAR – Section K (Light Aeroplanes not exceeding 2500 kg), CAA, United Kingdom.
- [15] Hanson, J. and Williams, D., 1937, Gust Loads on Tails and Wings, Br. ARC R&M 1823, Br. ARC R&M 1823.
- [16] Hoblit, F. M., 2001, Gust Loads on Aircraft: Concepts & Applications, AIAA Education.
- [17] Hull, D. G., 2010, Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, Austin, Springer, USA.
- [18] Lomax, T. L., 1996, Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice, AIAA Education Series.

- [19] Wright, J. and Cooper, J., 2015, Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, Wiley, United Kingdom.
- [20] Dziubiński, A., 2013, „Obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne samolotów I-23 oraz I-31”, Spr. Nr 6/BAA2/13/P, Instytut Lotnictwa, Warszawa (dokument niepublikowany).
- [21] Idzikowski, M., 2015, Kierownik Prób w Locie Samolotu I-31T; Główny Specjalista, Instytut Lotnictwa, Warszawa, autor zdjęcia samolotu I-31T (Rys.2).

EVALUATION OF THE INFLUENCE OF MOUNTED ENGINE TYPE ON LIGHT AIRPLANE LOADS

Abstract

This paper focuses on examining the effects of the mounted engine type on General Aviation airplane loads. For comparative analysis two airplanes, different from each other only by the type of power unit, were selected. The first is certified piston engine powered airplane, treated as the reference object, whereas the other one is its turbopropeller version. For each of them, more than a thousand computational cases were considered to prove fulfilment of all the airworthiness requirements for light airplanes. The assumed goal was to ensure that extreme structural loads of turboprop airplane are contained within the envelope of critical loads of airplane powered by boxer engine, or to propose appropriate operational limitations in the case forces and torques exceed the permissible reference level. This requirement was dictated by the objectives and constraints of the project, under which modernization of the airplane nose section was realized. Hence, it was assumed that, within available time and budget, the airplane with a different type of engine have to meet the light aircraft regulations and gain permission to fly without the need to perform a number of experimental tests as a proof of compliance with the certification specifications. Summary of the work is the evaluation of the results and formulating conclusions of the effect of changing from piston engine to turbine engine in light airplane in order to improve in-flight performance and properties while keeping structural loads at the same level.

Keywords: aircraft design, structural loads, light aircraft, certification specifications, strength of aircraft structures.