Warszawa, 10.10.2014 r..

Prof. dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
Warszawa
Zam. 02-787 Warszawa
Ul. Nowoursynowska 171 m. 3

RECENZJA

Rozprawy doktorskiej mgr. inż. Włodzimierza GNAROWSKIEGO

pt.: **METODA PODWYŻSZENIA WŁAŚCIWOŚCI MANEWROWYCH SAMOLOTU W UKŁADZIE GÓRNOPŁATA**

wykonanej w Instytucie Lotnictwa

pod kierownictwem
dr. hab. inż. Witolda WIŚNIOWSKIEGO prof. Instytutu Lotnictwa

1. CEL I ZAKRES PRACY

Pan mgr inż. Włodzimierz GNAROWSKI zajął się dysertabilnym tematem związanym ściśle z ważną właściwością eksploatacyjną samolotu, jaką jest jego zdolność manewrowa. Zależy ona od własności i właściwości konstrukcyjnych samolotu. Autor wybrał do rozważań bardzo trudny i obszerny problem: Zaproponował zbadanie różnych czynników wpływających na efektywność i poprawę zdolności manewrowej samolotu, w tym głównie poprzez:

- dodanie pasma (generatora przepływu wirowego omywającego górną powierzchnię skrzydła w obszarze przykadłubowym, w strefie profilu symetrycznego, zabudowanego u nasady skrzydła);
- zmianę mechanizacji skrzydła (na krawędzi natarcia i spływu skrzydła) opartej na działaniu klapy Fowlera.

Powyższe nowatorskie idee podporządkowano następującej tezie naukowej: *Podwyższoną manewrowość (lepsze właściwości aerodynamiczne) samolotu szkolno-treningowego w układzie górnopłata o klasycznej aerodynamice można osiągnąć przez zastosowanie mechanizacji skrzydła i wyposażenie go w pasmo* (str. 25).

Autor wyznaczył następujący cel naukowy pracy (cyt. str. 25): *Opracowanie i wdrożenie metody doboru i badań pasma oraz modernizacji skrzydła* przy następujących warunkach: zastosowanie metody do samolotu w układzie górnopłata, zachowanie geometrii przyrządów montażowych oraz struktury wytrzymałościowej samolotu znajdującego się w produkcji seryjnej i minimalizacja kosztów prac badawczych.

Przegląd literatury problemu podjętego w pracy jest skromny co częściowo usprawiedliwić należy tym, że tego rodzaju prace są w zdecydowanej większości tajemnicą wytwórców statków powietrznych. Doktorant wykorzystał natomiast w pracy swoją wielką wiedze konstruktora i badacza aerodynamiki samolotu. Umiejętnie prowadził badania, angażując duże zespoły badawcze i kierując nimi, angażując się do przygotowywania eksperymentów, bezpośrednich badań i opracowywania wyników badań, a następnie korygowania rozwiązań konstrukcyjnych[1].

Temat został rozwiązany w sposób naukowy, poprzez analizę problemu, symulacyjne badania własne i eksploatacyjne do jego syntezy i uogólnienia. Teza naukowa pracy, cel i zakres tematu zostały sformułowane pod kątem utylitarnym i wdrożenia wyników pracy na istniejącym samolocie będącym w produkcji seryjnej.

Należy zauważyć pionierski charakter podjętej pracy w warunkach bardzo ograniczonej dostępnej wiedzy z tego obszaru.

Autor w sposób naukowy zdefiniował cel rozprawy, wydedukował zadania badawcze, określił problem naukowy i tezę pracy, którą udowodnił. Wykazał przydatność uzyskanych wyników pracy.

Rozprawa została wydana drukiem przez wydawnictwo w Instytucie Lotnictwa w postaci zbliżonej do monografii naukowej. Szkoda, że nie opatrzono jej indeksem i numerem ISBN. Praca na 117 stronach; zawiera 8 rozdziałów merytorycznych, wstęp i podsumowanie w postaci wniosków i rekomendacji konstrukcyjno-naukowych, 3 załączniki i wykaz literatury obejmujący 41 pozycji, w tym 17 to sprawozdania z badań z rzucającym się brakiem literatury współczesnej po 2000 r. (2 pozycje!). Uchybieniem edytorskim jest zestawienie literatury przedmiotu nie w kolejności alfabetycznej.

[1] Powyższy opis recenzent uzyskał w pisemnym oświadczeniu Doktoranta potwierdzonym autorytetem Promotora pracy doktorskiej dr hab. inż. Witolda Wiśniowskiego profesora Instytutu Lotnictwa.

2. ROZWINĘCIE PODSTAWOWEJ TEZY ROZPRAWY

W celu podwyższenia siły nośnej skrzydła, w pełnym zakresie prędkości użytkowych samolotu oraz podwyższenia granicy występowania zjawiska buffetingu skrzydła, autor zaproponował wprowadzenie pasma (generatora przepływu wirowego omywającego górną powierzchnię skrzydła w obszarze przykadłubowym, w strefie profilu symetrycznego, zabudowanego u nasady skrzydła).

W celu podwyższenia siły nośnej skrzydła, w zakresie małych prędkości oraz zmniejszenia kąta odgięcia[2] strug przepływu za skrzydłem, autor zaproponował wprowadzenie mechanizacji skrzydła (na krawędzi natarcia i spływu skrzydła) opartej na działaniu klapy Fowlera, wytwarzającej siłę nośną nie tylko poprzez odgięcie strug przepływu, ale również przez zwiększenie powierzchni skrzydła (poszerzenie), co w efekcie zapobiegło pojawianiu się oderwania strug na dolnej powierzchni usterzenia poziomego. W ten sposób została wprowadzona manewrowa konfiguracja położenia składowych elementów mechanizacji.

Zamierzony cel pracy realizowano według zaproponowanego algorytmu projektowo-badawczego (rys. 2.2). Zabrakło w nim ostatniego bloku alernatywnego (tak – nie. Pętlę na „nie" uwidoczniono; brak odniesienia na „tak") kończącego proces badawczy w przypadku, kiedy osiągnie się pozytywne rozwiązanie z decyzją jego wdrożenia.

W drugim kroku procedury (rys. 2.2) Auror podkreśla, że w tym miejscu (cyt. str. 26): „*W drugim kroku, na drodze obliczeniowej i eksperymentalnej, określono niezbędne charakterystyki i inne dane dotyczące wybranej geometrii i warunków konstrukcyjnych*". W pracy niestety nie podano obliczeń. Oparto się na wiedzy heurystycznej. Zaproponowano takie, a nie inne rozwiązania konstrukcyjne i je badano. Taki sposób pozwalał na wybranie i potwierdzenie w badaniach tunelowych najlepszego rozwiązania technicznego, ale to nie potwierdzało, że jest to rozwiązanie optymalne. W pracy brak opisów szczegółowych zaproponowanych rozwiązań konstrukcyjnych slotów, pasm, mechanizacji skrzydła i statecznika pionowego (nie podano uzasadnienia, dlaczego statecznik pionowy wydłużono o taką, a nie inną

[2] Autor używa żargonowego określenia „odgięcia". Tym słowem określa się zmianę położenia struktury ciała stałego. Tu powinno używać słowa bardziej adekwatnego dla strugi gazowej : „odchylenie".

wartość). Nie można uznać za takie szkicowego rysunku 4.1 i zdjęcia na rys. 2.1, 7.1, 7.2.

W pracy przyjęto właściwe parametry oceny właściwości manewrowych samolotu, to jest: prędkość kątowa zakrętu, prędkość kątowa minimalnego zakrętu, dopuszczalny współczynnik przeciążenia, dysponowany jednostkowy nadmiar mocy i zachowanie stateczności oraz sterowności kierunkowej i poprzecznej w zakresie dokrytycznych kątów natarcia. W badaniach tunelowych wyznaczano charakterystyki wymienionych parametrów dla tak zwanych małych prędkości (rozdziały 4 i 5) i dużych prędkości (rozdział 6). Rozwiązania konstrukcyjne uznane za korzystne zostały przebadane w locie dla małych prędkości (poniżej 0,3 Ma) i tzw. dużych prędkości (do 0,85). W tekście w niektórych miejscach Autor dla liczby Macha używał symbolu M zamiast Ma.

Przedstawione wyniki badań tunelowych na rysunkach od 5.6 do 6.3 i 6.7 pozwoliły na ocenę skuteczności parametrów aerodynamicznych i wybranie do badań w locie najlepszego z proponowanych rozwiązań konstrukcyjnych.

Badania samolotu w locie (badania te przeprowadzono na przykładzie samolotu *I-22 Iryda*) wykonano metodycznie w zakresie wszystkich parametrów lotnych samolotu z zaproponowanymi następującymi zmianami konstrukcyjnymi: zabudowano klapy Fowlera w miejsce klapy szczelinowej, sloty, pasmo u nasady skrzydła w rejonie tylnej kabiny, wydłużony statecznik pionowy. Wyniki badań zestawione w tabelach 5, 6, 7 i 8 potwierdziły korzystny wpływ zaproponowanych zmian konstrukcyjnych na zdolności manewrowe samolotu. Dodatni wynik badań w locie uwypuklono na rysunku 9.2, pokazano wzrost siły nośnej na samolocie z modernizacją w porównaniu do samolotu w wersji podstawowej w całym zakresie badanych prędkości.

Dyskusji wymaga tytuł opracowania i posługiwanie się nim w tekście w brzmieniu: „*Metoda podwyższania właściwości manewrowych samolotu w układzie górnopłata*". Aby uznać metodę rozwiązania problemu za naukową, powinna zawierać: sposób budowania zmiennych decyzyjnych i zakresu ich wielkości mianowanych, funkcję celu w ujęciu analitycznym, proces optymalizacji zmiennych, wybór wariantu optymalnego i jego walidację. W pracy wykorzystano heurystyczne podejście do problemu. Zbadano różne rozwiązania i z tej populacji wybrano najkorzystniejsze, co nie znaczy optymalne. I dlatego odczytuję, że w pracy

zaproponowano i rozwinięto sposób działań umożliwiających osiągnięcie zakładanego celu. Zakładany cel osiągnięto w sposób zadawalający.

Przedstawiona rozprawa ma charakter naukowy i utylitarny. Zawiera, bowiem niezbędne elementy cechujące pracę naukową, a zaproponowany i opracowany sposób podwyższający zdolność manewrową samolotu jest wartościową, naukowo uzasadnioną propozycją poszerzającą arsenał doskonalenia konstrukcji samolotu. Potwierdzeniem takiej opinii jest fakt, że wszystkie współczesne samoloty szkolno-treningowe do szkolenia zawansowanego *M-346 Aermacchi, T-50, Jak-130* posiadają podobne rozwiązania konstrukcyjne.

Całość pracy oceniam bardzo pozytywnie. Autor w pełni osiągnął zamierzony cel utylitarny i uzasadnił go za pomocą wielostronnych badań eksperymentalnych – w tunelach aerodynamicznych i w próbach samolotu w locie. Zaproponowany sposób doboru elementów konstrukcyjnych (pasmo, mechanizacja skrzydła) i badań pozwolił na osiągnięcie przez modernizowany samolot cech podwyższonej manewrowości.

W wyniku badań prototypów w locie stwierdzono, że zabudowa pasma:

- powoduje zwiększenie współczynnika siły nośnej początku buffetingu w całym zakresie prędkości użytkowych samolotu;
- zabudowa pasma powoduje zmniejszenie prędkości przeciągnięcia;
- zabudowa pasma oraz mechanizacji manewrowej powoduje zmniejszenie prędkości przeciągnięcia;
- stwarza możliwość istotnego podwyższenia możliwych do osiągnięcia kątów natarcia;
- powoduje możliwość uzyskiwania przez samolot zwiększonych przeciążeń normalnych (Autor sugeruje nawet do n_Z = 9g, ale tego nie potwierdza dowodem wytrzymałości całej struktury płatowca), przydatnych dla samolotów wysokomanewrowych.

Wykazano, że przy wykonywaniu zakrętu nieustalonego niedobór ciągu kompensowany jest poprzez zmniejszenie energii potencjalnej samolotu (utratę wysokości lotu), co pozwala na zmniejszenie promienia zakrętu nieustalonego (np. dla badanego samolotu *I-22 Iryda* z R = 620 do R = 500 m tj. o 16,7%) i zwiększenie chwilowej prędkości kątowej ($\omega > 13^0$/s). Zabudowa pasma i wprowadzenie manewrowej konfiguracji mechanizacji skrzydła pozwala na zmniejszenie promienia zakrętu ustalonego (np. dla badanego samolotu *I-22 Iryda* z dotychczasowego R = 620 m na R = 375 m, czyli zmniejszenie o 39,5%, przy

stosunkowo niewielkim wzroście prędkości kątowej zakrętu ustalonego i zdecydowanie mniejszej prędkości minimalnej, zmniejszając ją z V_{min}=480 km/h do V_{min}=240 km/h, tj. o 50%.).

Sukcesem Autora jest to, że zaproponowany przez sposób (metoda?) okazał się skuteczny. W efekcie jego (sposobu) zastosowania samolot testowy uzyskał znaczny wzrost parametrów wysokiej manewrowości.

Zacytowanie przez Doktoranta wyników dużej liczby badań doświadczalnych – licznych zespołów, którymi kierował i badań, w których uczestniczył jako wykonawca – uzyskanych w tunelach małych i dużych prędkości oraz bezpośrednich wyników badań w locie samolotu testowego w wersji gładkiej oraz w wersji podwyższonej manewrowości daje dużą wartość metodologiczną dla przyszłych badaczy.

Zgłoszę jednak Autorowi kilka dostrzeżonych problemów, które mogą i powinny zostać wyjaśnione lub rozwinięte przez Autora w czasie obrony:

- Autor nie zamieszczał na rysunkach – wykresach błędów pomiarowych, w konsekwencji bezkrytycznie aproksymował wyniki (punkty na wykresach) liniami prostymi, stwarzając sytuacje ostrych załamań, co fizycznie nie ma uzasadnienia (rysunki: 5.1, str. 56, 5.11, str. 57, 8.1, str.80).
- Podobne przyczyny (brak naniesionych na rysunkach 4.3, str. 37 i 4.5, str. 39 błędów pomiarowych) spowodowały, że na rysunkach w sposób nieuzasadniony (charakterem zjawiska fizycznego) narysowano przebiegi biegunowych. Nie mają uzasadnienia fizycznego zaproponowane „łamańce".
- Autor pokazał na rys. 5.7 biegunową samolotu z wybranym wariantem pasma, klapą nosową i klapą Fowlera. Warto pokazać podobne badania dla innych rozwiązań konstrukcyjnych, aby uzasadnić wartość przyjętego rozwiązania.
- Dlaczego na rys. 4.6 str. 40 nastąpiła istotna różnica Cmz przy kącie natarcia alfa 23,5^{o}?
- W celach pracy zawarto sformułowania: zachowanie geometrii przyrządów montażowych oraz struktury wytrzymałościowej samolotu znajdującego się w produkcji seryjnej i minimalizację kosztów prac badawczych. W wydrukowanej wersji pracy brak analizy i wyników na ten temat.
- W algorytmie (rys. 2.2, str. 27) Autor ujmuje: *W drugim kroku, na drodze obliczeniowej i eksperymentalnej, określono niezbędne charakterystyki…..*

Jakie wykonano obliczenia przechodząc do realizacji następnych etapów rozwiązywania problemu (brak takich wyników w publikowanej wersji pracy)?

- W tytułach rozdziałów 4, 5, 8, 9 zabrakło określenia po słowie „*Badanie*". Badanie czego?
- Podrozdział 9.5 zatytułowano (str. 89): *Analiza i omówienie zasadniczych wyników badań w locie w zakresie dużych prędkości.* Wyjaśnienia wymagają następujące problemy: Dlaczego tylko zasadniczych? Jakie były kryteria doboru tych „zasadniczych"? Skupiono się tylko na problemie drgań. Podano warunki (wartości liczbowe) dla amplitud (*A*) i odpowiednich częstości (*f*), a analizę przeprowadzono, posługując się współczynnikiem przeciążenia. Jakiej użyto aparatury pomiarowej i jak oszacowano błędy pomiarowe?
- W spisie rysunków i tabel (str. 8-12) powinny być zawarte odnośniki literatury takie, jakie są w tekstach pod rysunkami.
- WTT to nie pozycja literatury 37, a pozycja 40.

3. OCENA ROZPRAWY I WNIOSEK KOŃCOWY

Temat rozprawy doktorskiej podjęty i opracowany przez Pana mgr inż. Włodzimierza GNAROWSKIEGO uważam za dysertabilny z naukowego i praktycznego punktu widzenia.

Podsumowując stwierdzam, że:

1. Rozprawa stanowi bardzo wartościowe opracowanie problemów konstrukcyjnych zwiększających zdolności manewrowee samolotu. Sukcesem jest to, że zaproponowany przez niego sposób okazał się skuteczny. W efekcie jego zastosowania samolot testowy (*I-22 Iryda)* uzyskał znaczny wzrost parametrów wysokiej manewrowości.
2. Doktorant w swojej rozprawie uwzględnił wpływ różnych czynników na aerodynamikę samolotu. Przedstawił tezę i cele rozprawy; zgodnie z zasadami naukowymi przeprowadził badania, udowodnił tezę i sformułował wnioski. Nie wszystkie cele rozwinął w wydrukowanej wersji pracy, ale zdaniem recenzenta wybiegały one poza zakres samej pracy.
3. Układ, zakres i treść merytoryczna rozprawy świadczą o tym, że Doktorant opanował w zasadzie metodologię badań oraz umiejętność interpretowania

wyników i formułowania wniosków, mimo że nie ustrzegł się pewnych błędów w opracowywaniu wyników eksperymentów.

4. Doktorant jest przygotowany do samodzielnego rozwiązywania problemów naukowych, a przede wszystkim konstrukcyjnych.

Uzyskane w pracy wyniki wnoszą wkład do problemu eksploatacji statków powietrznych i metod inżynierskich w konstruowaniu i projektowania statków powietrznych.

Autor wykazał się znajomością i opanowaniem wiedzy w dyscyplinie objętej pracą doktorską, wniósł samodzielny wkład w jej rozwój.

Opiniowaną rozprawę doktorską oceniam pozytywnie.

Uważam, że spełnia ona w pełni wymagania stawiane rozprawom doktorskim.

Przedstawiam Szanownej Radzie Naukowej Instytutu Lotnictwa wniosek o dopuszczenie mgr. inż. Włodzimierza GNAROWSKIEGO do publicznej obrony i przyjęcia rozprawy, jako podstawy do nadania stopnia naukowego doktora nauk technicznych.