

APARATURA

BADAWCZA I DYDAKTYCZNA

Koncepcja samolotu w układzie zewnętrznego usterzenia poziomego

JAKUB ROGÓŻ, TOMASZ RUSIECKI, MARCIN SKOWRONEK
KATEDRA AWIONIKI I STEROWANIA,
POLITECHNIKA RZESZOWSKA IM. IGNACEGO ŁUKASIEWICZA

Słowa kluczowe: zewnętrzne usterzenie poziome, OHS, samolot, mechanika płynów, aerodynamika

STRESZCZENIE:

Prezentujemy charakterystykę samolotu w niekonwencjonalnym układzie Outboard Horizontal Stabilizers. Omówione zostały zalety oraz różnice układu OHS w stosunku do układu klasycznego, a także możliwe obszary jego praktycznego zastosowania. Poruszone zostały też zagadnienia urządzeń zwiększających siłę nośną. Zaprezentowano również wykorzystanie programów komputerowych do numerycznej mechaniki płynów w procesie projektowania. Końcowym efektem było zaprojektowanie i zbudowanie dwóch różnych zdalnie sterowanych modeli samolotów w układzie OHS. Jeden posłużył jako samolot prototypowy, natomiast drugi został wykorzystany podczas międzynarodowych zawodów samolotów udźwigowych Air Cargo Challenge 2013, które odbyły się w Lizbonie (Portugalia). Obydwa modele samolotów zostały pomyślnie oblatane i przetestowane w locie.

Concept of Outboard Horizontal Stabilizers configuration aeroplane

Keywords: Outboard Horizontal Stabilizers, OHS, aeroplane, fluid mechanics, aerodynamics

ABSTRACT:

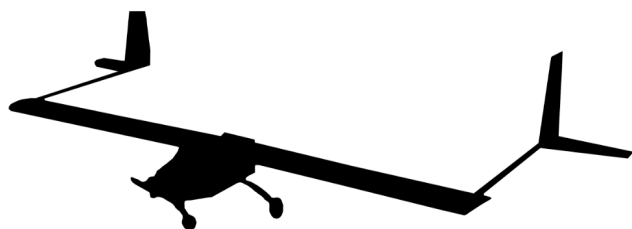
This article presents the characteristics of non-conventional Outboard Horizontal Stabilizers configuration aeroplane in comparison with classical configuration aeroplane, as well as, prospective areas of application of such aeroplane. Moreover, topics concerning high-lifting devices have been mentioned. Additionally, this paper covers application of Computational Fluid Dynamics software during the design process. The final effect was two different OHS aircraft which were designed and built. One of the aircraft was used as a prototype, while the other one was used during international cargo lifting competitions (Air Cargo Challenge 2013 in Lisbon, Portugal). Both aircraft have successfully conducted their maiden flight and were flight tested.

1. WSTĘP

Przez lata rozwoju techniki lotniczej wypracowanych zostało wiele układów geometrycznych płatowca. W przypadku statków powietrznych z napędem, historycznie pierwszym układem płatowca, który okazał się udany, był układ typu kaczka. W układzie typu kaczka usterzenie poziome znajduje się przed płatem nośnym. Mimo że samolot w układzie kaczki był pierwszą aerodynamą z napędem, która wykonała kontrolowany przelot, to konfiguracja ta nie okazała się zbyt obiecująca, ze względu na problemy ze statecznością, co bezpośrednio przekłada się na bezpieczeństwo lotu. W kolejnych latach rozwoju awiacji układ ten został zarzucony na rzecz układu klasycznego, w którym usterzenie poziome znajduje się za płatem nośnym. Układ klasyczny niemalże całkowicie zdominował konstrukcje historyczne oraz współczesne. W latach 40. XX w., które były okresem nadzwyczaj szybkiego rozwoju techniki spowodowanego potrzebami przemysłu zbrojeniowego, konstruktorzy niemieckiego przedsiębiorstwa Blohm und Voss zbudowali i oblatali samolot o nietypowym jak na tamte czasy układzie, który współcześnie określany jest jako Outboard Horizontal Stabilizers (OHS) [2]. Nazwa ta nawiązuje do nietypowego położenia usterzenia poziomego.

2. CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTU W UKŁADZIE ZEWNĘTRZNEGO USTERZENIA POZIOMEGO

Samolot w układzie OHS charakteryzuje się usterzeniem, które w porównaniu do układu klasycznego składa się z dwóch symetrycznych części, rozsuniętych na zewnątrz wzdłuż rozpiętości głównego płata nośnego, tak że końcówki płata głównego pokrywają się z początkiem obydwu połówek usterzenia (Rys. 1).



Rysunek 1 Model samolotu w układzie OHS [7]

Zespoły usterzeń pionowego i poziomego, które w klasycznym układzie przytwierdzone są do kadłuba, w układzie OHS montuje się do końcówek

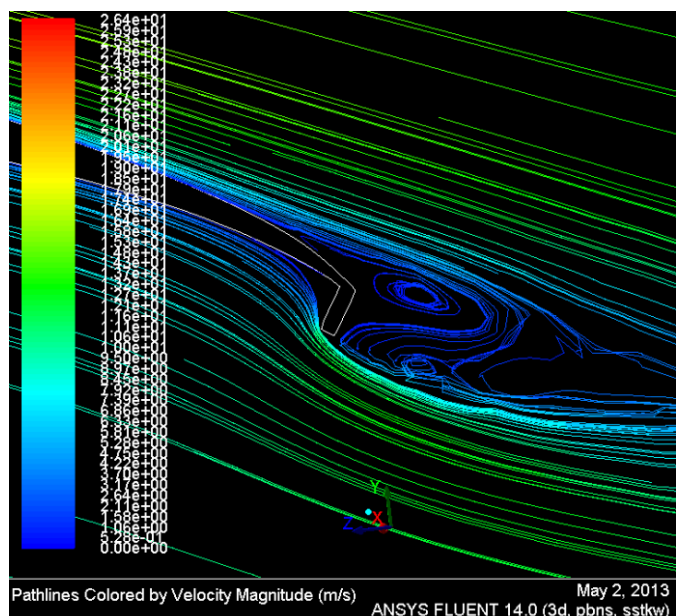
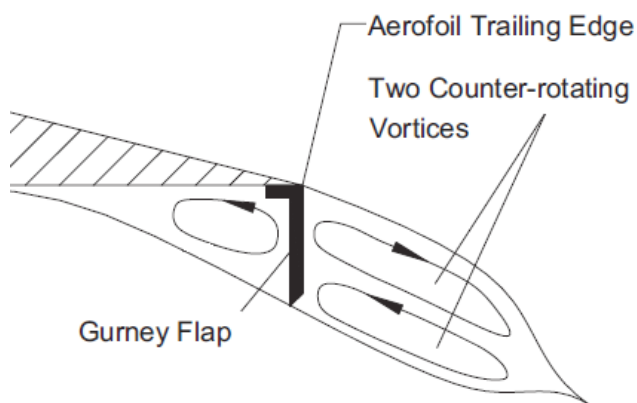
płata głównego za pośrednictwem dwóch belek ogonowych. W układzie klasycznym siła nośna skierowana w dół, wytwarzana w locie ustalonym przez usterzenie poziome, przeciwdziała momentowi pochylającemu, wytwarzanemu przez siłę aerodynamiczną skierowaną w górę, wywołaną opływem głównego płata nośnego. Wynika z tego wniosek, że środek ciężkości samolotu w układzie klasycznym musi znajdować się przed środkiem parcia płata głównego, aby momenty mogły się wzajemnie zrównoważyć. Natomiast w przypadku układu OHS środek ciężkości samolotu znajduje się pomiędzy środkiem parcia głównego płata nośnego a środkiem parcia usterzenia poziomego. Co za tym idzie, aby mogła wystąpić równowaga momentów, siły aerodynamiczne muszą mieć jednakowy zwrot, przy czym oczywiste jest, że obie siły nośne, na usterzeniu i głównym płacie, muszą być skierowane w górę. Zaletą takiego rozwiązania jest brak konieczności kompensowania ujemnej składowej siły nośnej przez siłę wytwarzaną przez płat główny, co przekłada się na niższą wartość współczynnika oporu indukowanego, który jest wprost proporcjonalny do współczynnika siły nośnej płata głównego. Ponadto, w przypadku konfiguracji OHS opór indukowany jest dodatkowo obniżony poprzez składową siłę aerodynamiczną skierowaną zgodnie z kierunkiem lotu statku powietrznego. Jest to spowodowane wpływem wiru końcówkowego na usterzenie poziome [2]. W przypadku układu klasycznego usterzenie poziome znajduje się w obszarze wpływu indukowanego pola prędkości o składowych skierowanych w dół, co przekłada się na wzrost siły nośnej (skierowanej w dół) oraz składowej oporu indukowanego, generowanego przez usterzenie. W wyniku tego konieczne jest wygenerowanie większej siły przez płat główny w celu zrównoważenia zwiększonego momentu wytwarzanego przez usterzenie poziome. W przypadku samolotu w układzie OHS obydwie części usterzenia znajdują się w obszarze wpływu indukowanego pola prędkości o skierowanych do góry zwrotach, co przekłada się na wygenerowanie składowej aerodynamicznej skierowanej w kierunku lotu samolotu oraz większą dodatnią siłę nośną. Możliwe to jest również przy ujemnych kątach zaklinowania takiego usterzenia [4], co pozwala na zwiększony udźwig oraz lepszą doskonałość (największa wartość stosunku siły nośnej do siły oporu) w stosunku do układu klasycznego. Zwiększona doskonałość przekłada się na większą pręd-

kość przelotową samolotu oraz mniejsze zapotrzebowanie na moc wymaganą do utrzymania lotu poziomego. Konfiguracja ta może znaleźć praktyczne zastosowanie w obszarach, gdzie wymagana jest maksymalizacja ładunku użytecznego. W układzie OHS siła nośna skierowana w górę generowana jest zarówno przez główny płat nośny, jak i przez usterzenie poziome, natomiast w przypadku układu klasycznego na usterzeniu wytwarzana jest siła nośna skierowana w dół. Tym, co odróżnia układ OHS od układu kaczki, gdzie siła nośna skierowana w górę również jest wytwarzana zarówno przez usterzenie, jak i płat główny, jest stateczność podłużna samolotu. Natomiast, statek powietrzny w układzie kaczki nie wykazuje stateczności podłużnej, co wymusza stosowanie elektronicznych automatów stateczności do bezpiecznego wykonania lotu. Według źródeł literatury: *teoretyczna analiza oraz badania w tunelu aerodynamicznym samolotu w układzie OHS wykazały wzrost doskonałości o 30% w stosunku do układu klasycznego* [4]. Układ OHS może być określany jako kompromis pomiędzy układem klasycznym a układem typu kaczka.

3. KLAPA GURNEYA

Omawiając zalety statku powietrzego w układzie OHS, trudno nie wspomnieć o urządzeniach zwiększających siłę nośną. Jedną z metod zwiększenia współczynnika siły nośnej, poza stosowaniem profili lotniczych o znacznym wysklepieniu, jest wykorzystanie urządzeń supernośnych. Jed-

nym z najbardziej rozpowszechnionych urządzeń zwiększających siłę nośną jest klapa zaskrzydłowa. Znajduje ona zastosowanie w praktycznie każdym samolocie. Jej wadą jest znaczne zwiększenie oporu płata po jej wysunięciu, co przekłada się na pogorszenie doskonałości statku powietrznego. Szczególnym rozwiązaniem klapy zaskrzydłowej jest klapa Gurneya. W porównaniu do klasycznej klapy zaskrzydłowej, klapa Gurneya ma postać płytki o wysokości w zakresie około 1-5% długości cięciwy, umieszczonej na krawędzi spływu profilu prostopadle do szkieletowej profilu [3]. W zależności od wysokości klapy Gurneya, zwiększeniu współczynnika siły nośnej odpowiada jedynie nieznaczny przyrost siły oporu. Ponadto klapa Gurneya powoduje przesunięcie charakterystyki siły nośnej od kąta natarcia wzdłuż osi rzędnych, co przekłada się na niższe wartości kąta natarcia wymagane do osiągnięcia zakładanego współczynnika siły nośnej. Badania wykonane na Uniwersytecie w Illinois wykazały, że zwiększenie wysokości klapy Gurneya powyżej 2% długości cięciwy powoduje zauważalny przyrost współczynnika oporu [5]. Zgodnie z hipotezą Liebecka: *klapa Gurneya powoduje zmianę parametrów pola przepływu w rejonie wiru płaszczyzny von Kármána poprzez wprowadzenie dwóch przeciwbieżnych wirów za skrzydłem* [6]. Potwierdzają to również symulacje przeprowadzone z wykorzystaniem programów komputerowych do numerycznej mechaniki płynów, m.in. Ansys Fluent. Analiza wykazała, że klapa o wysokości 1,5% długości cięciwy powoduje przesunięcie krzywej



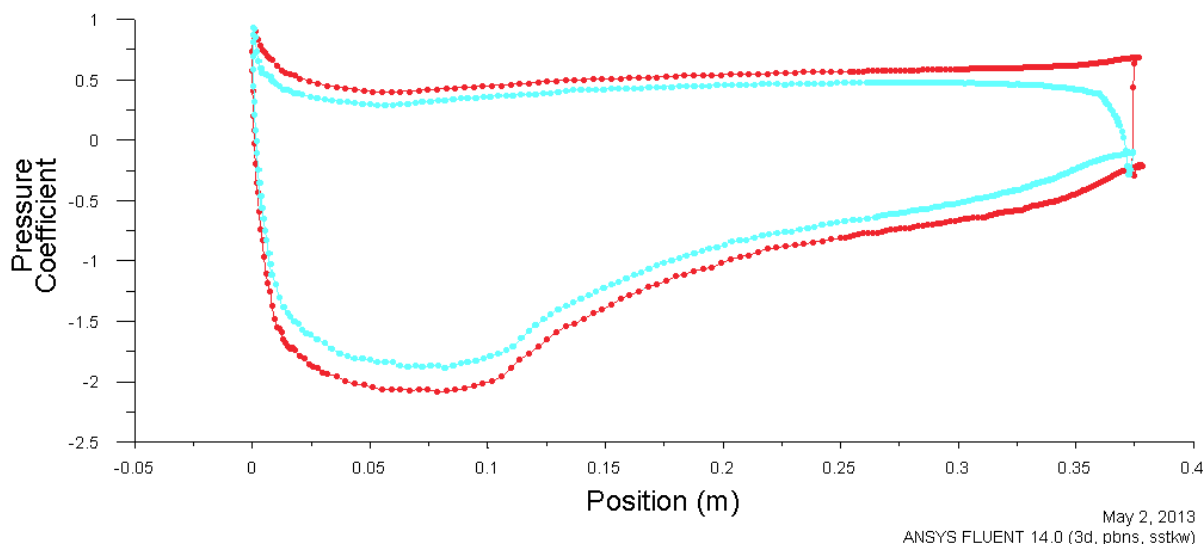
Rysunek 2 Teoretyczne zobrazowanie wiru (po lewej [1]) oraz wynik analizy w programie Ansys Fluent (po prawej [7])

współczynnika siły nośnej o 3° , co w przypadku profilu Selig 1223 powoduje wzrost współczynnika siły nośnej o 16% (Rys. 3) [7]. Kłapa taka powoduje również zwiększenie współczynnika momentu pochylającego, co może być uważane za jej wadę. Zwiększony współczynnik siły nośnej wynika ze zwiększonej prędkości przepływu na górnej części profilu oraz małego obszaru wirowego na dolnej części profilu przed kłapą Gurneya (Rys. 2) [5].

4. WNIOSKI

Samolot w układzie OHS cechuje się większą doskonałością oraz mniejszym oporem indukowanym w porównaniu do układu klasycznego. Wynika z tego zwiększona prędkość przelotowa oraz mniejsze zużycie paliwa podczas lotu. Jak każda konstrukcja, również i ta ma swoje wady, wiążące

się ze zwiększoną sztywnością skrzydła oraz belek ogonowych, na których utwierdzone są obydwa usterzenia, co przekłada się na zwiększoną masę takiego samolotu. Niesymetryczne utwierdzenie usterzenia poziomego względem osi podłużnej belki powoduje jej silne skręcanie. Dodatkowo, zastosowanie na głównym płacie kłapy Gurneya pozwala na zwiększenie współczynnika siły nośnej przy bardzo nieznacznym wzroście współczynnika oporu. Udowodnione to zostało podczas analiz z użyciem programów komputerowych do numerycznej mechaniki płynów oraz podczas prób w locie (Rys. 4). Przeprowadzone próby w locie wykazały, że samolot w tym układzie jest statecznie oraz dynamicznie, ze środkiem parcia znajdującym się w położeniu około 25% średniej cięciwy aerodynamicznej, co jest wartością typową dla klasycznych profili lotniczych (włączając w to profile o dużym maksymalnym współ-



Rysunek 3 Współczynnik ciśnienia wzdłuż cięciwy skrzydła (kolor błękitny – skrzydło bez kłapy Gurneya, kolor czerwony – skrzydło z kłapą Gurneya) [7]



Rysunek 4 Model prototypowy samolotu w układzie OHS [7]

czynniku siły nośnej). Podczas serii lotów testowych sprawdzona została stateczność samolotu z położeniami środka ciężkości od 45 do 75% średniej cięciwy aerodynamicznej. Statek powietrzny wykazywał poprawne własności pilotażowe w zakresie położen środka ciężkości od 55 do 70% średniej cięciwy aerodynamicznej. Ilościowe określenie rzeczywistej wartości doskonałości nie było możliwe ze względu na brak dostępu do

specjalistycznego systemu akwizycji parametrów lotu. Z punktu widzenia jakościowego można było stwierdzić, że zaprojektowany samolot charakteryzował się lepszymi osiągnięciami w porównaniu z samolotem w układzie klasycznym o podobnych gabarytach i napędzanym takim samym zespołem napędowym, co jest bezpośrednią konsekwencją większej doskonałości w porównaniu do układu klasycznego.



Rysunek 5 Model samolotu w układzie OHS, który był wykorzystywany podczas zawodów Air Cargo Challenge 2013 w Lizbonie [7]

LITERATURA

- [1] Day A. H., Cooper C., An experimental study of interceptors for drag reduction on high-performance sailing yachts. University of Strathclyde, Glasgow, Szkocja, Wielka Brytania, 4 maja 2011, s. 2.
- [2] Darrenogue B., Aircraft Configurations with Outboard Horizontal Stabilizers. Queens University of Belfast, Belfast, Irlandia Północna, Wielka Brytania, maj 2004, s. 1-54.
- [3] Jang C. S., Ross J. C., Cummings R. M., Numerical investigation of an airfoil with Gurney flap. San Luis Obispo, Moffett Field, Kalifornia, Stany Zjednoczone, 2004, s. 1-12.
- [4] Mukherjee J., Automatic Control of an Aircraft Employing Outboard Horizontal Stabilizers. University of Calgary, Calgary, Alberta, Kanada, marzec 2000, s. 1-62.
- [5] Selig M. S., Guglielmo J. J., Broeren A. P., Giguere P., Summary of Low-Speed Airfoil Data, Volume 1. University of Illinois at Urbana-Champaign, Virginia Beach, Wirginia, Stany Zjednoczone, czerwiec 1995, s. 128-133.
- [6] Yang-Yao Niu, Ting-Shiu Hsu, How does a Gurney Flap Enhance the Aerodynamics Forces? National Taiwan University, Tajwan, AIIA Journal, Vol. 48, No. 11, listopad 2010, s. 1, 4.
- [7] Zbiory własne autorów, Rzeszów, Polska, 2013.