

21

WSTĘPNA ANALIZA WPŁYWU WYBRANYCH CZYNNIKÓW ZEWNĘTRZNYCH I PARAMETRÓW EKSPLOATACYJNYCH TRANSPORTOWEGO SAMOŁOTU ODRZUTOWEGO NA ZUŻYCIE PALIWA

21.1 WPROWADZENIE

W lotnictwie samoloty odrzutowe są obecnie najpopularniejszym środkiem transportu pasażerskiego i cargo. W zależności od masy, zasięgu oraz charakteru operacji posiadają od 2 do 4 silników turbo-odrzutowych. Obecnie wszystkie samoloty w tej grupie to jednopłaty w układzie klasycznym z chowanym podwoziem, z dużym wydłużeniem oraz dodatnim kątem skosu skrzydła, co pozwala obniżyć opór aerodynamiczny (opór falowy), szczególnie przy wysokich liczbach Macha. Największy skos skrzydła posiada Boeing 747 – 37,5 stopnia (rys. 21.1).



Rys. 21.1 Widok samolotu Boeing 747-8

Źródło: [5]

Niektóre konstrukcje wyposażone są w górnopłat (BAe 146, Il-76, An-124), co ułatwia ich załadunek i rozładunek, aczkolwiek stanowi wyzwanie przy konstrukcji i umiejscowieniu podwozia głównego, głównie ze względu na trudności operacyjne związane z jego małym rozstawem. W przypadku górnopłatów wznios skrzydła jest ujemny. Zdecydowana większość samolotów transportowych to dolnopłaty, w których wznios skrzydła jest dodatni. W obydwu przypadkach wznios skrzydła poprawia stateczność poprzeczną.

Prędkości operacyjne podczas przelotu wynoszą pomiędzy 0,6 – 0,9 liczby Macha, czyli odpowiednio 640-960 km/h, na wysokości 11000 m w warunkach atmosfery wzorcowej. Zakres konstrukcyjny i operacyjny liczby Macha dla danego samolotu zależy w głównej mierze od charakteru operacji – samoloty regionalne, o możliwościach startu i lądowania na krótkiej drodze startowej poruszają się z mniejszymi liczbami Macha, natomiast samoloty o dużym zasięgu latają z wyższymi prędkościami. Najszybsze są biznesowe samoloty odrzutowe. W przypadku samolotu Cessna Citation X maksymalna liczba Macha wynosi 0,935. Rozwój większych prędkości stanowi problem ze względu na przyrost oporu falowego wraz ze zbliżaniem się do prędkości dźwięku. Warto zwrócić uwagę na fakt, iż najszybsze poddźwiękowe transportowe samoloty odrzutowe były budowane na początku tzw. ery odrzutowej, w latach 50-60 tych, gdy ceny paliwa były niskie, np. Convair 880 i Boeing 707. W obecnych czasach odrzutowe samoloty transportowe poruszają się z liczbą Macha w granicach 0,78-0,85. Wartość ta jest podyktowana wyższą ceną paliwa i optymalizacją kosztów operacyjnych. Z punktu widzenia danego typu samolotu i zespołu napędowego, optymalna liczba Macha będzie zależała głównie od wysokości lotu i temperatury zewnętrznej (gęstości powietrza), siły wiatru, masy oraz wskaźnika kosztów CI (Cost Index) [2]. Wskaźnik kosztów definiuje stosunek kosztów paliwa do kosztów związanych z czasem. Pozwala to optymalizować prędkość wznoszenia, przelotu i zniżania, tak aby minimalizować koszty operacyjne, a nie tylko koszty paliwa.

W przypadku zdecydowanej większości odrzutowych samolotów transportowych wysokości operacyjne podczas przelotu wynoszą pomiędzy około 8000-13800 metrów (25000-45000 stóp). W większości przestrzeni powietrznej obowiązuje system imperialny wyrażający wysokość w stopach (1 foot = 3,28 metra). Dlatego też w niniejszej publikacji właśnie te jednostki będą najczęściej wykorzystywane. Wysokość barometryczna podczas przelotu jest stała. Samolot porusza się po płaszczyźnie izobarycznej we frazeologii lotniczej nazywanej poziomem lotu (Flight Level). Wysokość geometryczna jest zmienna, zależy od położenia układu barycznego. Samoloty regionalne operują w dolnym zakresie wskazanych wysokości (np. BAe-146), a samoloty długodystansowe w górnym zakresie (np. Boeing 787, Airbus A350). Najwyższą wysokość operacyjną wśród samolotów transportowych posiada Boeing 747-400 (13800 m=45100 ft). Największe wysokości osiągają odrzutowe samoloty biznesowe, np. Gulfstream G650 (15200m=51000ft). Najczęściej wykorzystywaną wysokością barometryczną podczas lotu jest 11000 m czyli 36000 stóp (tzw. poziom lotu 360), która zgodnie z modelem atmosfery wzorcowej jest granicą troposfery. Powyżej tej wysokości (do 20000m) gradient spadku temperatury wynosi zero.

Wysokość optymalna jest to natomiast wysokość, przy której dla danej liczby Macha suma kosztów paliwa i kosztów związanych z czasem jest najmniejsza. Wysokość optymalna zależy w głównej mierze od masy, temperatury zewnętrznej, składowej podłużnej prędkości wiatru i wskaźnika kosztów. Zakładając warunki atmosfery wzorcowej dla danego typu samolotu i zespołu napędowego oraz pomijając rozważania związane ze wskaźnikiem kosztów, wysokość optymalna to wysokość, na której zasięg właściwy jest maksymalny. W takim przypadku wysokość optymalna będzie rosła wraz ze spadkiem

masy (zużycie paliwa) oraz spadkiem temperatury. Uwzględniając składową podłużną wiatru na różnych możliwych wysokościach lotu wysokość optymalna będzie wynikiem kompromisu pomiędzy osiąganiami samolotu, a siłą wiatru. Dodatkowo uwzględniając teorię wskaźnika kosztów, wysokość optymalna będzie różnić się od w/w ze względu na koszty związane z czasem. Dla danej liczby Macha, prędkość rzeczywista będzie wzrastać wraz ze wzrostem temperatury zewnętrznej, czyli spadkiem wysokości lotu w warunkach atmosfery wzorcowej. W przypadku lotów z wysokim wskaźniku kosztów - dużym koszcie związanym z czasem, wysokość optymalna może być o kilka tysięcy metrów niżej niż w przypadku lotów z niskim wskaźnikiem kosztów, gdzie przeważają koszty paliwa.

Ze względu na zmienny charakter wysokości optymalnej, samoloty transportowe podczas przelotu wykonują tzw. procedurę stopniowego wznoszenia (Step-climb), co pozwala dostosować poziom lotu do zmieniającej się wysokości optymalnej. W przypadku samolotów o dużym zasięgu poziom lotu jest średnio zmieniany około 3-4 razy podczas przelotu. Odpowiedni dobór wysokości i prędkości lotu pozwala uzyskać najbardziej optymalny stosunek siły nośnej, siły oporu (4, 5) oraz jednostkowego zużycia paliwa (Specific Fuel Consumption) i w efekcie uzyskać maksymalny zasięg właściwy (Specific Range) w danym punkcie (21.1) [3, 4].

$$SR_{wzg.powietrza} = \frac{V}{F} = \frac{V \cdot C_L}{C_T \cdot W \cdot C_D} = \frac{a_{sl} \cdot M \cdot \frac{L}{D}}{W \cdot \frac{C_T}{\sqrt{\theta}}} \quad (21.1)$$

Uwzględniając siłę wiatru, zasięg właściwy SR obliczamy z zależności (1.2):

$$SR_{(względem\ ziemi)} = \frac{G \cdot S}{F} \quad (21.2)$$

Współczynniki siły nośnej i siły oporu profilu są funkcją następujących zmiennych [1]:

$$C_L = f(M, Re, \alpha), \quad C_{LD} = f(M, Re, \alpha) \quad (21.3)$$

Siła nośna (L) oraz siła oporu (D) obliczamy z następujących zależności [1]:

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot S \cdot U^2; \quad D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot S \cdot U^2 \quad (21.4)$$

gdzie: SR – zasięg właściwy, C_D – współczynnik siły oporu,
 V – prędkość rzeczywista, L – siła nośna,
 F – chwilowe zużycie paliwa, D – siła oporu,
 GS – prędkość względem ziemi, W – ciężar całkowity,
 C_T – jednostkowe zużycie paliwa, a_{sl} – prędkość dźwięku
na poziomie morza,
 M – liczba Macha, θ – temperatura względna,
 α – kąt natarcia, ρ – gęstość powietrza,
 Re – liczba Reynoldsa, S – powierzchnia skrzydła,
 U – prędkość wskazywana,
 C_L – współczynnik siły nośnej,

Zależność współczynnika siły nośnej do siły oporu C_L/C_D jest charakterystyczna dla danej liczby Macha M , liczby Reynoldsa Re oraz kąta natarcia α . Zmieniając wysokość lotu dla tego samego ciężaru całkowitego i prędkości wskazywanej, zmieniamy liczbę Rey-

noldsa, kąt natarcia oraz liczbę macha M wpływając na wszystkie ze zmiennych kształtujących zależność C_L/C_D danego profilu skrzydła. Analogiczna zależność ma miejsce w przypadku jednostkowego zużycia paliwa C_T (w literaturze anglosaskiej często oznaczanego SFC – Specific Fuel Consumption). Odnosząc się do wzoru na zasięg właściwy SR należy zwrócić uwagę, że zmniejszenie ciężaru samolotu W , także zwiększy zasięg właściwy. Spadek gęstości nie musi koniecznie oznaczać wzrostu zasięgu właściwego ze względu na jego wpływ na zależność C_L/C_D poprzez liczbę Reynoldsa. Analiza przeprowadzona w dalszej części pracy potwierdzi to, ponieważ powyżej wysokości optymalnej następuje spadek zasięgu właściwego.

Siła wiatru ma istotny wpływ na zasięg właściwy w warunkach rzeczywistych. W przypadku silnego wiatru czołowego maksymalny zasięg właściwy będzie osiągniany przy liczbie Macha większej niż w przypadku warunków bezwietrznych. Ze względu na powszechność stosowania w lotnictwie jednostek imperialnych, również w artykule wykorzystano te jednostki. W każdym przypadku ich zastosowania podano ich równoważniki w układzie SI.

21.2 CHARAKTERYSTYKA FAZ LOTU SAMOLOTU ODRZUTOWEGO

Lot samolotu odrzutowego dzieli się na następujące fazy: kołowanie, start, wznoszenie, przelot, zniżanie, podejście do lądowania oraz lądowanie. Z punktu widzenia optymalizacji trajektorii lotu istotność poszczególnych faz zależy od charakteru operacji. W przypadku długodystansowych samolotów będzie to głównie faza przelotu, a w przypadku samolotów krótko i średniodystansowych faza wznoszenia, przelotu oraz zniżania. W fazach kołowania, startu oraz podejścia do lądowania także występują możliwości optymalizacji zużycia paliwa. Na przykład poprzez zmianę wysokości akceleracji i redukcji ciągu startowego oraz zmianę wysokości stabilizacji podejścia do lądowania. Ma to jednak niewielkie znaczenie w stosunku do faz wznoszenia, przelotu oraz zniżania.

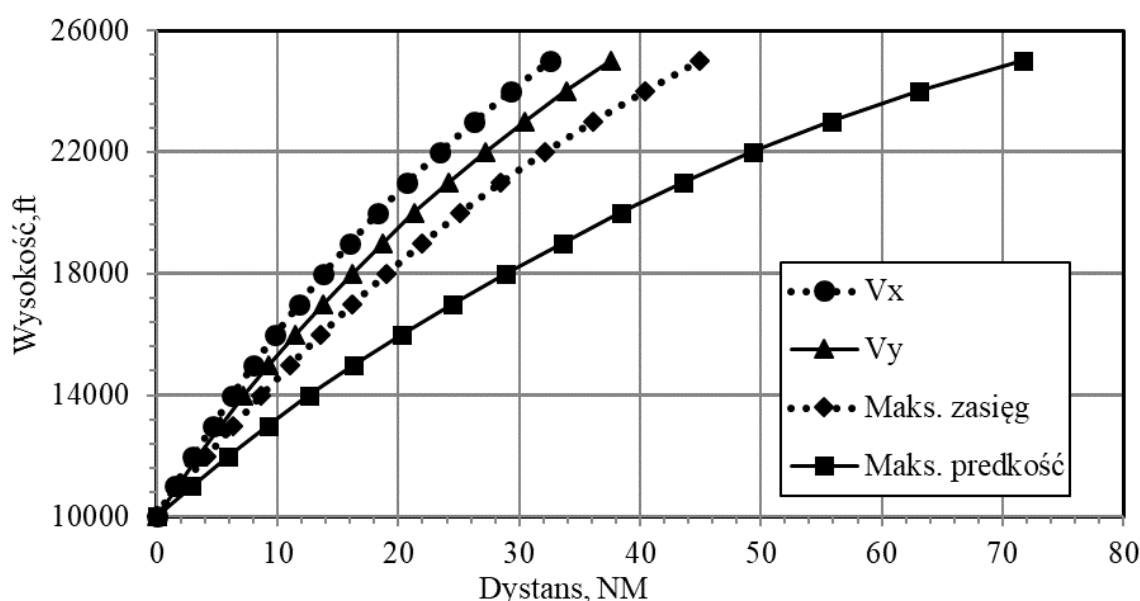
21.2.1 Wznoszenie

Po schowaniu klap, na wysokości około 450 m (1500 ft) samolot przyspiesza do docelowej prędkości wznoszenia przy ciągu silników na wznoszenie. Docelowa prędkość wznoszenia jest wyrażana dwojako: jako prędkość wskazywana na wznoszenie oraz liczba Macha. Wznosząc się ze stałą prędkością wskazywaną, liczba Macha rośnie. Po osiągnięciu docelowej liczby Macha na wznoszenie, samolot porusza się ze stałą liczbą Macha, a prędkość wskazywana maleje. W większości przestrzeni powietrznej obowiązuje ograniczenie prędkości poniżej 10000 stóp (~3048 m) do 250 kts (kts = mila na godzinę = 1852 m/h) czyli około 463 km/h. Rozróżnia się następujące prędkości charakterystyczne na wznoszenie wynikające z równań mechaniki lotu:

- prędkość największego gradientu wznoszenia V_x , przy której stosunek siły nośnej i siły oporu jest maksymalny;
- prędkość największej prędkości wznoszenia V_y , przy której nadmiar ciągu jest maksymalny (różnica pomiędzy ciągiem na wznoszenie przy danej prędkości i oporem aerodynamicznym);

- prędkość maksymalnego zasięgu, przy której pokonany dystans i uzyskana wysokość wymagają najmniejszej ilości paliwa;
- prędkość ekonomiczna z określonym wskaźnikiem kosztów ECON IAS/MACH, przy której dystans i wysokość są zoptymalizowane w celu minimalizacji kosztów całkowitych.

Na rys. 21.2 przedstawiono zależności między zasięgiem a wysokością lotu dla różnych prędkości wskazywanych, natomiast w tab. 21.1 wyniki zużycia paliwa oraz czasu wznoszenia z poziomu 10000 ft do poziomu 25000 ft dla samolot Airbus A320. Dystans został określony za pomocą mili morskiej (NM), której długość w układzie SI wynosi 1 852 m.



Rys. 21.2 Profil pionowy ścieżki lotu podczas wznoszenia dla wybranych prędkości

Źródło: opracowanie własne

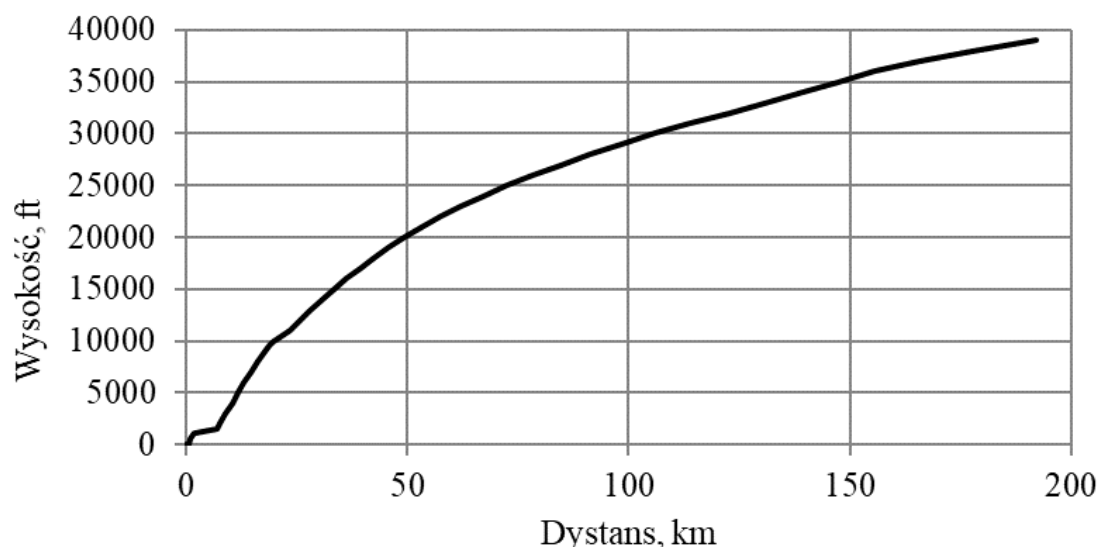
Tab. 21.1 Wyniki zużycia paliwa i oraz czasu wznoszenia od 10000 ft do 25000 ft

Prędkość, kts	Vx IAS 210	Vy IAS 250	IAS 280	Vmax IAS 340
Czas, min	7,07	6,89	7,29	9,78
Paliwo, kg	535 ($\Delta+22$)	513 (0)	547 ($\Delta+34$)	765 ($\Delta+252$)

Źródło: opracowanie własne

Jednym z problemów związanych z ustaleniem prędkości na wznoszenie dającej maksymalny zasięg jest poprawna integracja faz lotu. W tab. 21.1 można zauważyć, że prędkość IAS 250 kts ma najmniejsze zużycie paliwa. Warto jednak zwrócić uwagę, że dystans pokonany przy tej prędkości jest mniejszy niż przy sugerowanej prędkości największego zasięgu – 280 kts. Po uzupełnieniu segmentu wznoszenia z prędkością 250 kts o segment przelotu dający sumarycznie dystans równoważny do segmentu wznoszenia pokonanego z prędkością 280 kts okazuje się, że to właśnie prędkość 280 kts daje najmniejsze zużycie paliwa na przebyty dystans i uzyskaną wysokość.

Na rys. 21.3 przedstawiono charakterystykę profilu wznoszenia samolotu, określającą zależność między jego wysokością, a przebytym dystansem od startu do momentu osiągnięcia wysokości przelotowej, dla samolotu Airbus A320. Na wys. 450 m (1500 ft) widać przyspieszenie do prędkości maksymalnej poniżej 10000 ft – 250 kts. Następnie przyspieszenie do prędkości docelowej na wznoszenie – 280 kts. Na wysokości 32000 ft widać przejście z lotu według stałej prędkości wskazywanej na lot ze stałą liczbą Macha ($M = 0,76$), po której zauważalny jest wzrost gradientu wznoszenia związany ze zwiększonym transferem energii kinetycznej na potencjalną – prędkość wskazywana spada.



Rys. 21.3 Charakterystyka profilu wznoszenia samolotu Airbus A320

Źródło: opracowanie własne

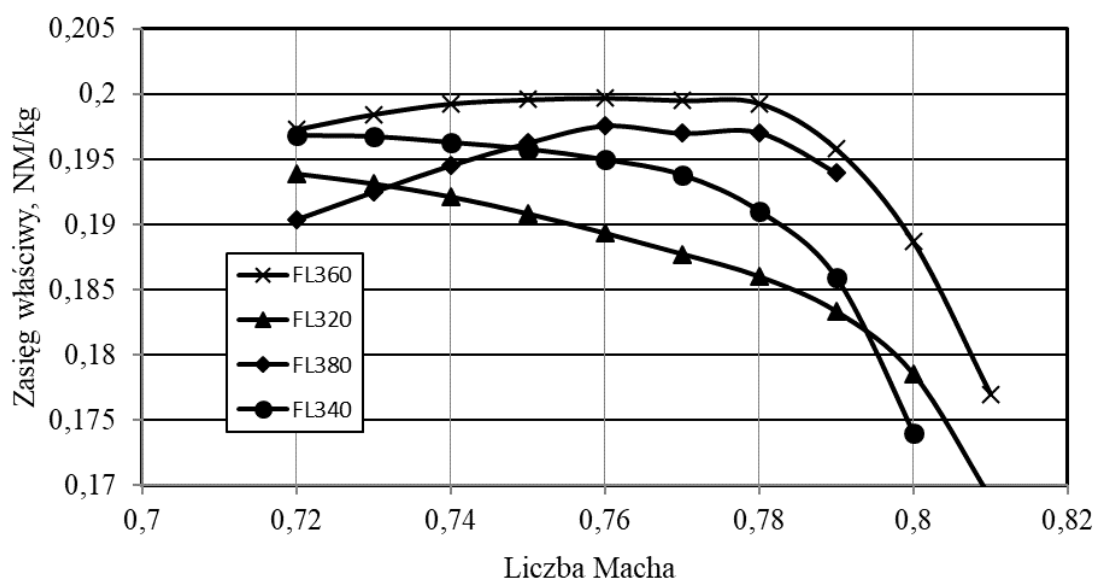
21.2.2 Przelot

Podczas przelotu samolotu odrzutowego można rozróżnić następujące prędkości charakterystyczne:

- prędkość maksymalnego zasięgu, podczas której na jednostkę dystansu przypada najmniejsze zużycie paliwa,
- prędkość ekonomiczną, zgodnie ze wskaźnikiem kosztów, przy której suma kosztów paliwa oraz kosztów związanych z czasem jest najmniejsza,
- prędkość największej długotrwałości lotu, przy której zużycie paliwa jest najmniejsze w stosunku do czasu lotu.

Na rys. 21.4 przedstawiono przebiegi funkcji zasięgu właściwego dla samolotu Airbus A320 na podstawie modelu producenta wyznaczone na potrzeby projektu optymalizacji zużycia paliwa, dla czterech poziomów lotu i masy samolotu wynoszącej 63 tony.

Dla danej masy zasięg właściwy osiąga maksimum na wysokości optymalnej. Warto także zwrócić uwagę na fakt, iż maksymalny zasięg na wysokościach poniżej optymalnej jest uzyskiwany przy mniejszych liczbach Macha oraz że zasięg właściwy spada gwałtownie powyżej liczby macha 0,78, czyli prędkości konstrukcyjnej dla samolotu Airbus A320.



Rys. 21.4 Zależności zasięgu właściwego dla samolotu Airbus A320 dla czterech poziomów lotu i masy samolotu wynoszącej 63 tony

Źródło: opracowanie własne

21.2.3 Zniżanie

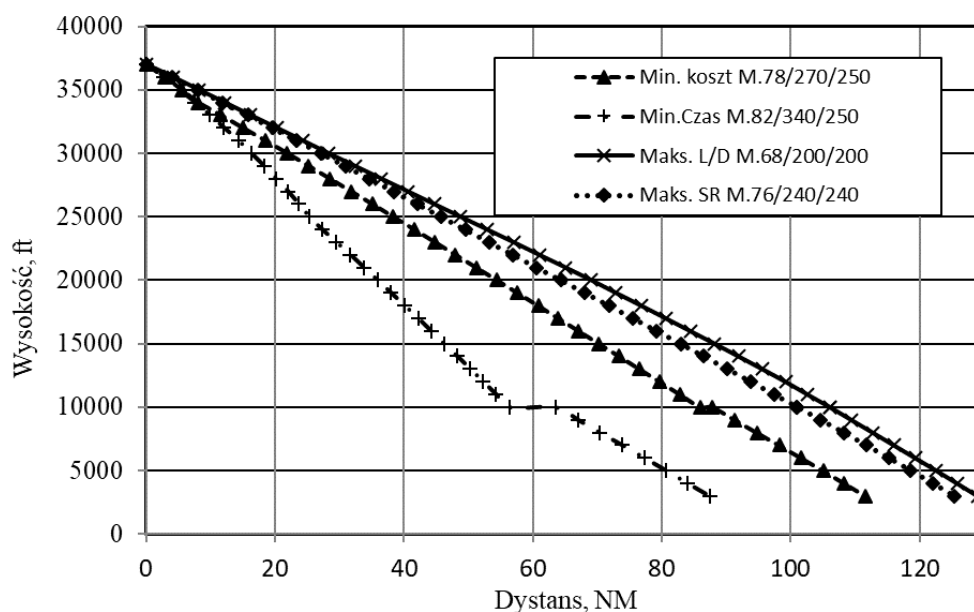
Podczas zniżania występują następujące prędkości charakterystyczne:

- prędkość najmniejszego gradientu zniżania, kiedy stosunek siły nośnej i siły oporu jest maksymalny. Przy tej prędkości samolot uzyskuje maksymalny zasięg szybowania;
- prędkość minimalnego zużycia paliwa, nieco większa od prędkości najmniejszego gradientu zniżania, uwzględniająca zużycie paliwa przy pracy silników na ciągu jałowym;
- prędkość minimalnego kosztu zniżania, uwzględniająca poza zużyciem paliwa także koszty związane z czasem;
- prędkość minimalnej prędkości zniżania, pozwalająca zmniejszać wysokość przy ciągu jałowym silnika w jak najdłuższym czasie.

Na rys. 1.5 przedstawiono profil pionowy zniżania dla wybranych prędkości.

21.3 PARAMETRY EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU ODRZUTOWEGO

Obecnie typowy samolot odrzutowy rejestruje tysiące parametrów pochodzących z czujników, komputerów oraz systemów pokładowych. W najnowszych samolotach pojemność przetwarzanych parametrów może przekroczyć 500GB na lot. Najbardziej istotne parametry związane z bezpieczeństwem są rejestrowane przez tzw. „czarne skrzynki”, czyli rejestratory katastroficzne FDR (Flight Data Recorder). Ich kopia jest zapisywana przez rejestratory szybkiego dostępu QAR (Quick Access Recorder), które umożliwiają łatwy dostęp do nośnika lub coraz częściej bezprzewodowy transfer danych po lądowaniu „Wireless QAR” wykorzystując sieć bezprzewodową. Pośród rejestrowanych parametrów znajdują się takie, które dotyczą głównie ścieżki lotu, środowiska, pracy silnika, działań pilota oraz stanów krytycznych systemów samolotu.



Rys. 21.5 Profil pionowy zniżania dla wybranych prędkości

Źródło: opracowanie własne

W przypadku konieczności bardziej złożonych analiz dotyczących operacji lotniczych, bezpieczeństwa lub obsługi technicznej, operator w większości typów samolotów ma możliwość wykorzystania rejestratorów DAR (Data Access Recorder), z własną konfiguracją właściwości zapisu i parametrów. Do możliwości konfiguracji należy określenie częstotliwości oraz dokładności zapisu każdego z parametrów. Ze względu na ograniczoną pojemność nośników zazwyczaj rejestratory QAR/DAR konfigurowane są tak, aby umożliwić zapis 128, 256 lub 1024, 12-bitowych słów na sekundę, co pozwala zarejestrować kilkadziesiąt parametrów o wysokiej precyzji i kilkaset parametrów stanu. Warto podkreślić, że każdy z czujników ma własne charakterystyki częstotliwości próbkowania oraz dokładności. Istotnym jest, aby przy konfiguracji DAR znaleźć balans pomiędzy dokładnością i częstotliwością, a pojemnością nośnika i możliwościami procesu akwizycji i przetwarzania. Jednym z kluczowych problemów odczytu danych z rejestratorów QAR/DAR jest fakt, iż wiele zapisywanych parametrów pochodzi z szyn danych standardu ARINC 429, które poza wartością parametrów posiadają niezależne informacje o jego parzystości, występowaniu błędów oraz błędach sygnału. Podczas zapisu do rejestratora QAR/DAR informacje te są łączone z wartością parametru, co niejednokrotnie powoduje konieczność wprowadzenia algorytmów utrzymania jakości danych. W tab. 21.2 zestawiono typowe parametry zapisywane przez rejestrator QAR w transportowym samolocie odrzutowym.

21.4 ANALIZA PARAMETRÓW LOTU TRANSPORTOWEGO SAMOLOTU ODRZUTOWEGO

Zużycie paliwa w linii lotniczej stanowi pomiędzy 15%, a 45% kosztów operacyjnych oraz stanowi duże źródło zanieczyszczenia środowiska. Powoduje to, że optymalizacja ścieżki lotu – trasy, wysokości oraz prędkości jest kluczowa zarówno z punktu widzenia ekonomicznego, jak i ochrony środowiska.

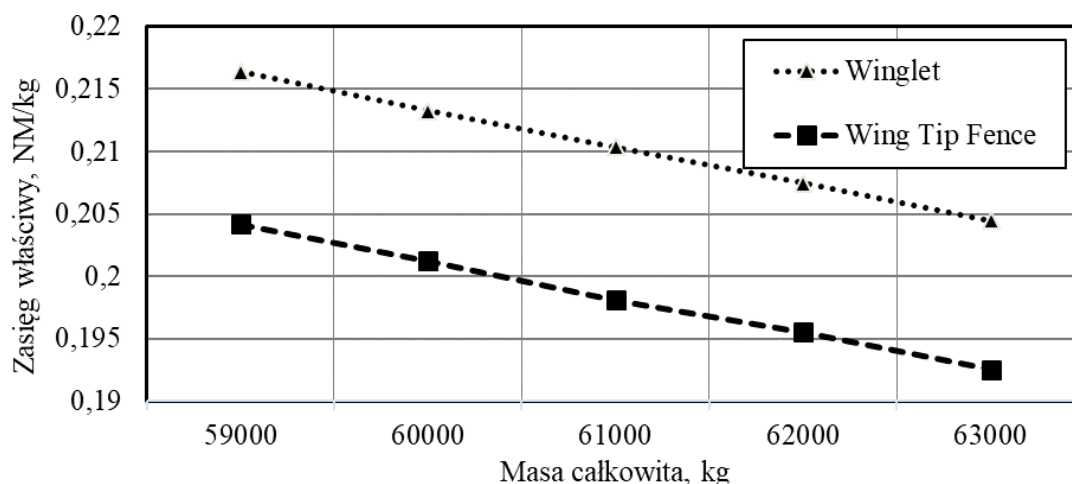
Tab. 21.2 Typowe parametry zapisywane przez rejestrator QAR

Ścieżka lotu	Środowisko	Silnik	Inne
Przyspieszenia kadłuba	Temperatura całkowita	Ciśnienia w sekcjach	Masa
Kąty położenia kadłuba	Wysokość barometryczna	Temperatury sekcji	Środek ciężkości
Prędkości	Wysokość geometryczna	Przepływ paliwa	Wychylenia powierzchni systemu sterowania
Kąt natarcia	Liczba Mach'a	Temperatura oleju	Obciążenie generatora
Kierunek lotu	Prędkość wskazywana	Ciśnienie oleju	Stan komputerów i systemów
Wysokość geograficzna	Prędkość wiatru	Położenia zaworów pneumatyki	Wygenerowane ostrzeżenia
Długość geograficzna	Kierunek wiatru		Wychylenia sterownic
			Położenie podwozia

Źródło: opracowanie własne

Liczba parametrów rejestrowanych przez typowy odrzutowy samolot transportowy daje możliwość przeprowadzenia analizy wpływu dowolnych parametrów na zużycie paliwa. Ponadto coraz lepsze metody uczenia maszynowego dają możliwość stworzenia modeli predykcji zużycia paliwa w oparciu o zebrane dane, które następnie mogą zostać wykorzystane do optymalizacji ścieżki lotu, czyli określenia takiej trasy, zestawu wysokości i prędkości, które dadzą najmniejsze zużycie paliwa. W połączeniu z tzw. teorią wskaźnika kosztów (Cost Index) proces optymalizacji, który będzie przeprowadzony w oparciu o prezentowaną analizę będzie dotyczyć sumy kosztów zużycia paliwa i kosztów związanych z czasem lotu.

Przeprowadzona wstępna analiza opiera się na danych zebranych podczas ponad 50000 lotów. Podczas tych przelotów wydzielono odcinki, które odbywały się w stabilnych, niezakłóconych warunkach. Na rys. 1.6 przedstawiono zależności zasięgu właściwego od masy całkowitej dla samolotu Airbus A320 w wersji z wydłużonymi końcówkami skrzydeł (Winglet) oraz bez nich.



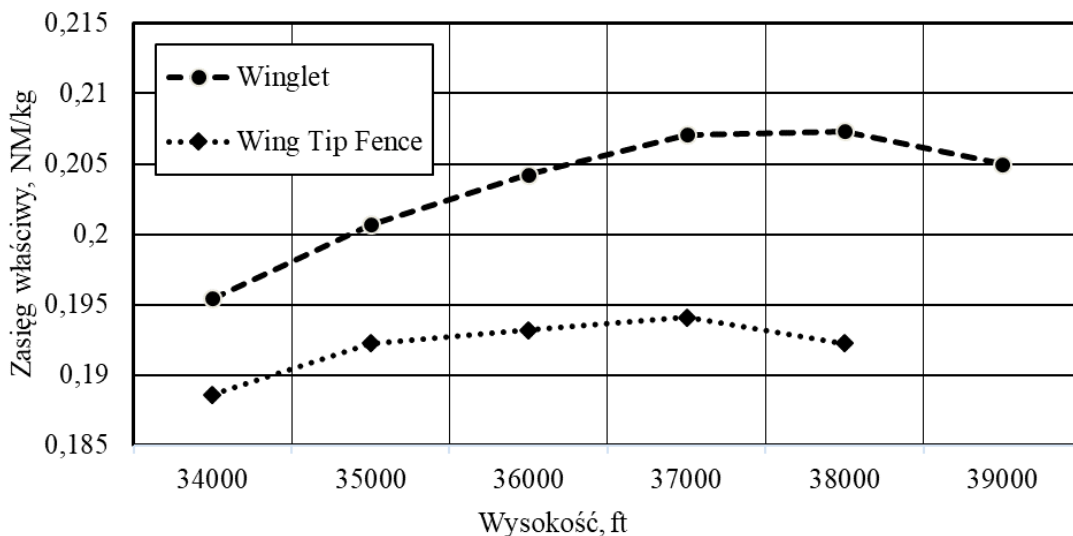
Rys. 21.6 Zależność zasięgu właściwego od masy całkowitej samolotu

Źródło: opracowanie własne

Wpływ masy na zasięg właściwy jest wyraźnie widoczny, wynosi około 0,03 NM/kg dla każdej tony masy, co przy locie w warunkach standardowych i liczbie Macha wynoszącej 0,78 daje około 35 kg/h zużycia paliwa. Widać także wyraźne różnice pomiędzy

zasięgiem właściwym w zależności od zastosowanych końcówek skrzydła. Zużycie paliwa samolotu Airbus A320 z tzw. Wingletami jest o około 6% niższe niż w przypadku standardowego samolotu bez tych końcówek.

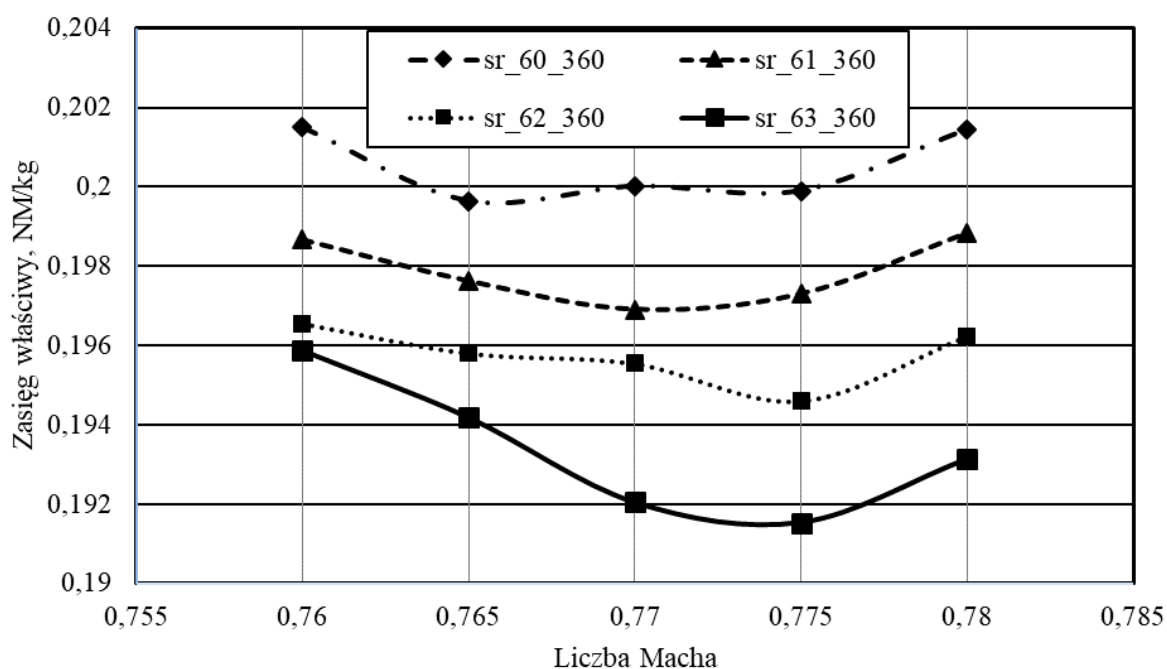
Na rys. 21.7 przedstawiono zależność zasięgu właściwego od wysokości lotu przy masie 63 ton, która jest jedną z najczęściej występujących mas całkowitych podczas lotów samolotu A320. Jak widać zasięg właściwy rośnie wraz z wysokością, aż do osiągnięcia wartości maksymalnej (wysokość optymalna), po czym dla kolejnych wyższych wysokości zaczyna spadać. Przyczyny takiego przebiegu należy doszukiwać się we wpływie gęstości powietrza na siłę nośną i siłę oporu, które muszą być kompensowane zmianą kąta natarcia dla zakładanej stałej wartości liczby Macha. Wskazuje to na występowanie optymalnego kąta natarcia, dającego najlepszy stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika siły oporu. Ponadto warto zauważyć, iż wysokość optymalna samolotów z tzw. Wingletami jest wyższa od standardowych, a także, że przyrost zasięgu właściwego w przypadku samolotów z Wingletami jest największy blisko wysokości optymalnych. Słusznym wydaje się więc stwierdzenie, że samoloty z Wingletami przynoszą największą korzyść na długich trasach, gdzie faza przelotu jest długa, a ograniczenia przestrzeni powietrznej nie uniemożliwiają osiągnięcia wysokości optymalnej.



Rys. 21.7 Zależności zasięgu właściwego od wysokości lotu

Źródło: opracowanie własne

Na rys. 21.8 przedstawiono zależności zasięgu właściwego od liczby Macha dla wysokości 36000 stóp oraz wybranych mas samolotu (w tonach). Zakres temperatur nie został ograniczony. Zakres wartości liczby Macha przedstawiony na rys. 21.8 stanowi jedynie niewielką część zakresu operacyjnego. Pozostałe wartości liczby Macha nie zostały uwzględnione ze względu na ich małe zastosowanie. Przedstawiony zakres obejmuje wartości liczb Macha najbliższych optymalnym. W przypadku wszystkich wyznaczonych funkcji widać spadek zasięgu właściwego przy liczbie Macha równej 0,77. Może to świadczyć o wykonaniu przez producenta szeregu kroków optymalizacyjnych przy projektowaniu profilu skrzydła, tak aby obniżyć opór falowy przy tej wartości liczby Macha i podtrzymać zasięg właściwy [2].



Rys. 21.8 Zależności zasięgu właściwego i liczby Macha od masy samolotu

Źródło: opracowanie własne

PODSUMOWANIE

W ramach przeprowadzonej analizy potwierdzono, że najistotniejszymi czynnikami zewnętrznymi i parametrami eksploatacyjnymi samolotu z punktu widzenia zużycia paliwa są: wysokość lotu, temperatura zewnętrzna, liczba Macha oraz masa całkowita. Ponadto wykazano, że dane z działających obecnie rejestratorów QAR mogą być z powodzeniem wykorzystane do przeprowadzenia takiej analizy, a ich jakość pozwala na analizę czynników mających nawet niewielki wpływ na zużycie paliwa. Biorąc pod uwagę coraz większą dokładność modeli opartych na uczeniu maszynowym nasuwa się hipoteza, czy trajektoria lotu obliczona za pomocą takich modeli na podstawie danych z rejestratorów QAR będzie dokładniejsza od tej wyznaczonej obecnie za pomocą modelu producenta samolotu. W celu udowodnienia słuszności tej hipotezy w pierwszej kolejności należy przeprowadzić badania nad dokładnością predykcji zużycia paliwa przez modele uczenia maszynowego oraz modele producentów samolotów. Szczegółowa analiza czynników mających wpływ na zużycie paliwa może pomóc zidentyfikować czynniki mające największy wpływ na rozrzut wyników predykcji. Należy także poszukiwać parametrów alternatywnych i metod przetwarzania pozwalających obniżyć rozrzut predykcji zużycia paliwa do minimum. Przedstawione w opracowaniu informacje i wyniki należy potraktować, jako wstępne do bardziej zaawansowanych analiz optymalizacyjnych zużycia paliwa w samolotach odrzutowych.

LITERATURA

1. A. Filippone. *Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*. Elsevier Ltd. 2006.
2. A. Franco, D. Rivas. *Minimum-Cost Cruise at Constant Altitude of Commercial Aircraft Including Wind Effects*. University of Seville, 2011.
3. E. Torenbeek. *Advanced Aircraft Design*. Delft University of Technology, 2013.
4. E. Torenbeek. *Optimum Cruise Performance of Subsonic Transport Aircraft*. Delft University of Technology, 1998.
5. Wikipedia. https://en.wikipedia.org/wiki/File:Boeing_747-8_first_flight_Everett,_WA.jpg. [Dostęp: 12.06.2017].

Data przesłania artykułu do Redakcji: 01.07.2017
Data akceptacji artykułu przez Redakcję: 27.07.2017

WSTĘPNA ANALIZA WPLYWU WYBRANYCH CZYNNIKÓW ZEWNĘTRZNYCH I PARAMETRÓW EKSPLOATACYJNYCH TRANSPORTOWEGO SAMOLOTU ODRZUTOWEGO NA ZUŻYCIE PALIWA

Streszczenie: Celem wszystkich przedsięwzięć jest osiągnięcie jak najwyższej efektywności ekonomicznej. Dotyczy to także przewoźników lotniczych. Jednym z obszarów, w którym istnieje możliwość poprawy tej efektywności jest zmniejszenie kosztów eksploatacji posiadanych środków technicznych, głównie samolotów. W tym zakresie oczywistym wydaje się zmniejszenie zużycia paliwa przez samoloty. Aby w procesie tym osiągnąć zadowalające wyniki konieczne jest zidentyfikowanie czynników zewnętrznych oraz parametrów eksploatacyjnych mających największy wpływ na to zużycie. W artykule przedstawiono wstępną analizę wpływu tych wielkości na zużycie paliwa transportowego samolotu odrzutowego. W tym celu dokonano analizy poszczególnych faz lotu samolotu z uwzględnieniem czynników mających najistotniejszy wpływ na zużycie paliwa. Przedstawiono także najważniejsze parametry pracy samolotu rejestrowane w czasie jego lotu oraz dokonano wstępnej analizy ich wpływu na zużycie paliwa. Przedstawione opracowanie należy potraktować jako wstępne do bardziej zaawansowanych analiz optymalizacyjnych zużycia paliwa w samolotach odrzutowych.

Słowa kluczowe: transportowy samolot odrzutowy, zużycie paliwa, parametry lotu, fazy lotu

IMPACT OF SELECTED ENVIRONMENTAL AND FLIGHT DATA PARAMETERS ON FUEL CONSUMPTION OF THE JET TRANSPORT AIRCRAFT – INITIAL ANALYSIS

Abstract: Every enterprise aims at maximizing economic yield, including air carrier enterprises. Optimization of direct operating costs related to aircraft operation is a key contributor to economic yield. Fuel consumption constitutes the biggest single direct operating cost for all air carriers, therefore its optimization is of utmost importance. Identification of environmental factors and flight data parameters affecting it is crucial. This article presents initial analysis of selected environmental factors and flight data parameters influencing fuel consumption for distinctively selected flight phases. Analysis given below should be treated as preliminary, giving introduction to the more advanced elaborations.

Key words: jet transport aircraft, fuel consumption, flight data parameters, flight phases

Mgr inż. Robert SKLORZ
Wizz Air Hungary Ltd.
(member of Wizz Air Group)
Kőér street 2/A, H-1103 Budapest, Hungary
e-mail: Robert.Sklorz@wizzair.com

Mgr inż. Łukasz PUZIO
Państwowa Wyższa Szkoła Zawodowa
w Chełmie
Centrum Lotnicze
ul. Pocztowa 54, 22-100 Chełm

Dr hab. inż. Jarosław BRODNY, prof. nzw. w Pol. Śl.
Politechnika Śląska
Wydział Organizacji i Zarządzania
Instytut Inżynierii Produkcji
ul. Roosevelta 26, 41-800 Zabrze
e-mail: Jaroslaw.Brodny@polsl.pl