

## OPTIMAL CRUISE PERFORMANCE OF LIGHT TRANSPORT AIRCRAFT FROM FUEL EFFICIENCY POINT OF VIEW

Zbigniew Klepacki, Andrzej Majka

Rzeszow University of Technology  
Department of Aircrafts and Aircraft Engines  
ul. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszow, Poland  
tel.: +48 17 8651542, fax: +48 17 8651942  
e-mail: zbigklep@prz.edu.pl

### Abstract

*The need for the increase of speed, range and the useful load of general air transport is presently more actual than ever. In direct conjunction with these factors is the aircraft fuel efficiency. Determination of the fuel quantities used up in aircraft motion both in the air and on the ground has very essential meaning in the analysis of economics of the air transport. Reducing the amount of fuel consumed involves knowing the effect of alternate profiles and procedures on fuel consumption or fuel flow for the various aircraft types operating in the system. The aviation community is striving to provide more fuel efficient operations in the system. Critical to many of the efforts is the ability to estimate fuel consumption. A methodology of SFC (specific fuel consumption) valuation relating to aircraft performance and actual flight profile is the main goal of the work. Aircraft fuel consumption model consist of two submodels. The first is the aircraft computational model, with several submodels: geometrical, aerodynamic, mass, power unit. The second is utilization model, namely transport operation model. The calculations were done for few different categories airplanes. Final results and recommendations based on the analysis of fuel consumption and transportation energy effectiveness are presented in conclusions.*

**Keywords:** transport, airplane design, modelling, optimization

## OPTYMALNE OSIĄGI PRZELOTOWE LEKKIEGO SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO Z PUNKTU WIDZENIA ZUŻYCIA PALIWA

### Streszczenie

*Potrzeba zwiększania szybkości, zasięgu i ładunku użytecznego transportu lotniczego jest obecnie bardziej aktualna niż kiedykolwiek. Wiąże się z tym sprawność wykorzystania paliwa. Określenie ilości paliwa zużywanego przez samolot poruszający się zarówno w powietrzu jak i na ziemi ma bardzo istotne znaczenie w analizie ekonomiki transportu. Minimalizacja ilości zużytego paliwa wymaga przeprowadzenia analizy wpływu profilu i procedur wykonywania lotów na wymaganą ilość paliwa w zależności od typu samolotu funkcjonującego w systemie transportowym. Firmy lotnicze dążą do wykonywania zadań z maksymalną efektywnością z punktu widzenia zużycia paliwa. Dla wielu z nich najważniejszym zadaniem jest, więc możliwość wiarygodnego oszacowania zużycia paliwa. Głównym celem pracy było opracowanie metody wyznaczania zużycia paliwa w zależności od rodzaju samolotu i profilu lotu. Aby zrealizować ten cel opracowany został odpowiedni model matematyczny składający się z dwóch pod-modeli. Pierwszy z nich to kompleksowy model obliczeniowy samolotu, drugi zaś, model użytkowania. Z wykorzystaniem tych dwóch modeli wyznaczone zostały wskaźniki oceny efektywności samolotów różnych kategorii wykonujących typowe zadania transportowe. Na podstawie analizy porównawczej wyników, sformułowane zostały wnioski dotyczące optymalnych zakresów użytkowania samolotów z różnymi rodzajami napędu oraz optymalnych profili przelotowych.*

**Słowa kluczowe:** transport, projektowanie samolotów, modelowanie, optymalizacja

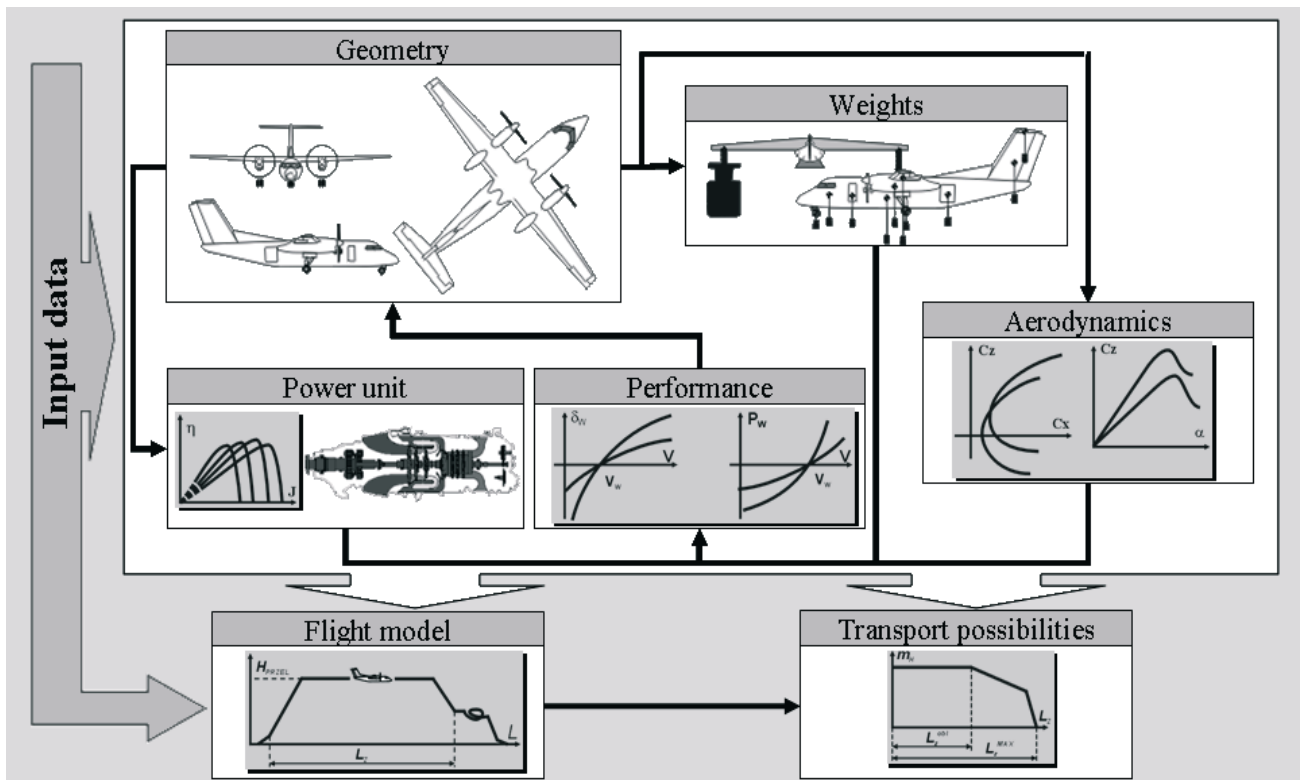
### 1. Wstęp

Europa zalicza się do obszarów o największym zagęszczeniu lotnisk. Na jej terenie znajduje się 1270 lotnisk oraz ok. 1300 lądowisk. Oznacza to, że w zasięgu 30 minut jazdy samochodem do najbliższego lotniska zamieszkuje ok. 80% ludności. Główna część ruchu pasażerskiego odbywa

się na 43 największych lotniskach międzynarodowych oraz 450 lotniskach krajowych. Pozostałe lotniska są wykorzystywane w bardzo niewielkim stopniu. Z analiz przeprowadzonych w ramach projektu EPATS (European Personal Air Transportation System) wynika, iż istnieje możliwość stworzenia konkurencyjnej oferty podróży po Europie lekkimi samolotami komunikacyjnymi, wykorzystując słabiej obciążone lotniska oraz odpowiednio dostosowane lądowiska, skierowanej do osób podróżującym dotychczas samochodami osobowymi.

Szansę powodzenia rozwoju takiego systemu zależą w głównej mierze od jego konkurencyjności w stosunku do alternatywnych rodzajów transportu. Od samolotów przeznaczonych do transportu osobowego należy, więc wymagać: wysokich wskaźników bezpieczeństwa, łatwej obsługi, spełnienia norm ekologicznych, zapewnienia dużego komfortu podróżującym, dużej prędkości przelotowej, zasięgu do ok. 1500 km, kosztów eksploatacji konkurencyjnych z kosztami podróży samochodem na odległościach powyżej 500 km.

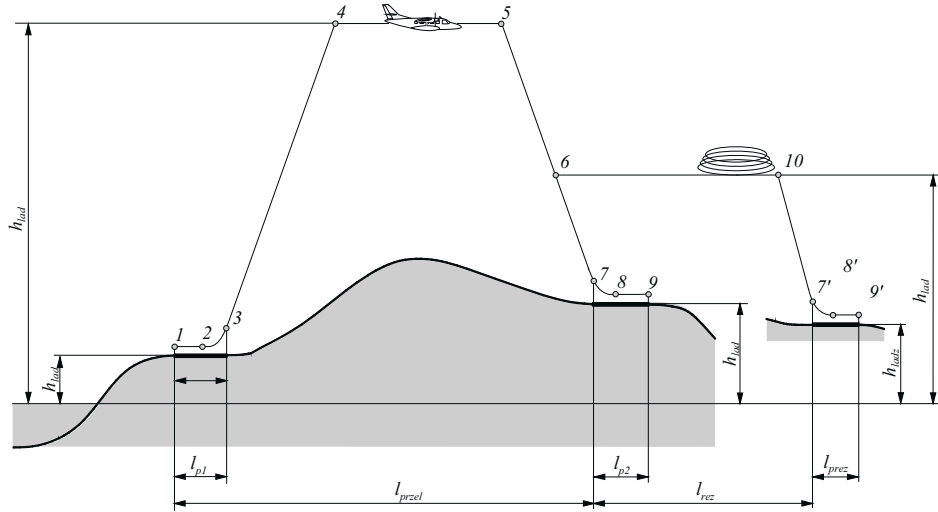
Ocena jakości funkcjonowania jest przeprowadzana na podstawie kryteriów konfrontujących charakterystyki zadania z wymaganiami do jego realizacji właściwościami samolotu. Dobór odpowiedniego kryterium do rozwiązywanego zadania projektowego dokonywany jest na podstawie analizy zadań i celów, które musi zrealizować samolot. Niżej przedstawiono przegląd (z konieczności skrótowy) kryteriów oceny samolotów stosowanych w analizach projektowych i procedurach wyboru oraz przeanalizowano ich przydatność do celu określonego w tytule pracy. Następnie dla wybranego kryterium przeprowadzono obliczenia porównawcze.



Rys. 1. Matematyczny model samolotu

Fig. 1. Mathematical model of aircraft

W tym celu opracowano stosowne procedury obliczeniowe oceniające (według porównywalnych procedur) właściwości samolotów i symulujące przeloty zgodnie ze stosownymi procedurami lotniczymi. Uzyskano w ten sposób (między innymi) możliwość wyznaczania masy paliwa zużywanego przez samolot w zależności od liczby miejsc pasażerskich (lub masy handlowej), szybkości i wysokości przelotu, zasięgu, profilu lotu itd. z uwzględnieniem realnych warunków wykonywania lotów.



Rys. 2. Profil przelotu (model zadania)  
Fig. 2. Cruise profile (task model)

## 2. Stan aktualny

Analiza literatury [1-3, 15-16, 19-21, 23] pozwala wyróżnić kilka typów kryteriów oceny właściwości samolotów o zróżnicowanym zakresie stosowalności i złożoności.

Proste kryteria techniczne opisują charakterystyki osiągowo i masowe samolotu (traktowane są jako ograniczenia). Jako kryteria mogą wystąpić takie wielkości jak: prędkość maksymalna  $V_{max}$ , maksymalna prędkość wznoszenia  $w_{max}$ , pułap praktyczny  $H_{prak}$ , zasięg  $L_{zmax}$ , długość startu  $L_{st}$ , długość lądowania  $L_{lad}$ , masa ładunku  $m_{lad}$ , masa startowa  $m_{TO}$ . Są to kryteria bezwzględne, nie mające odniesienia do gabarytów, masy lub klasy samolotu. Określają wyłącznie „izolowane” fakty.

Złożone kryteria techniczne [18, 20, 21] wiążą ze sobą kilka prostych cech charakterystycznych samolotu, dając nieco bardziej „treściwą” ocenę jakości, ograniczoną jednak do wybranej klasy samolotów o niezbyt odległych właściwościach technicznych. Kryteria takie mają charakter porównawczy. Często wykorzystywanym wskaźnikiem jakości konstrukcji jest rozpiętość prędkości

$$\bar{V} = \frac{V_{max}}{V_{min}}, \quad (1)$$

określająca w pewnym przybliżeniu dynamiczne właściwości samolotu. Innym prostym wskaźnikiem technicznym (względny) jest sprawność (efektywność) masowa, pozwalająca ocenić jakość konstrukcji samolotu:

$$\bar{m}_{lad} = \frac{m_{lad}}{m_{TO}}, \quad (2)$$

gdzie:

$m_{lad} = m_{zal} + m_{pal} + m_h$  - masa ładunku lub kryterium stanowiące dopełnienie (2)

$$\bar{m}_{pust} = \frac{m_{pust}}{m_{TO}} = 1 - \bar{m}_{lad}. \quad (3)$$

Kryterium technicznym uwzględniającym możliwości transportowe jest wskaźnik efektywności transportowej:

$$W = m_h \frac{L_z}{t_{bl}} = m_h V_{bl}, \quad (4)$$

gdzie:

$t_{\text{blok}}$  - czas blokowy zadania (całkowity czas wykonania zadania, łącznie z procedurami naziemnymi),

$V_{\text{blok}}$  - prędkość blokowa samolotu dana zależnością:

$$V_{\text{blok}} = \frac{L_{\text{blok}}}{t_{\text{blok}}} . \quad (5)$$

Kryterium pochodnym w stosunku do (5) jest kryterium nazywane właściwą wydajnością transportową definiowane jako:

$$\bar{W}_t = \frac{m_h V_{\text{blok}}}{m_{\text{TO}}} = \bar{m}_h V_{\text{blok}} . \quad (6)$$

Wskaźnik efektywności transportowej jest proporcjonalny do pracy niezbędnej do przemieszczenia ładunku na zadaną odległość w określonym czasie (jest proporcjonalny do średniej mocy przewozowej). Odnosząc go do mocy zespołu napędowego otrzymano wskaźnik wykorzystania mocy:

$$\bar{W}_N = \frac{m_h V_{\text{bl}}}{N_{\text{max}}} . \quad (7)$$

Wskaźnik Lundberga nazywany transportową sprawnością samolotu uwzględnia wydajność i zużycie paliwa, oraz wartość opałową paliwa  $c_{\text{op}}$ :

$$\eta_{\text{tp}} = c_{\text{op}} L_{\text{blok}} \frac{m_h}{m_{\text{pal}}} . \quad (8)$$

Wskaźnik Rove'go uwzględnia jednocześnie efektywność masową samolotu i jego doskonałość aerodynamiczną:

$$t_R = \frac{1}{\frac{m_h}{m_{\text{TO}}} \cdot \frac{C_z}{C_x}} = \frac{1}{\bar{m}_h \cdot K} . \quad (9)$$

Wskaźnik Szejnina wykorzystywany do oceny efektywności transportowej pozwalający ocenić efekt użyteczny (wydajność) odniesiony do nakładów poniesionych na jego uzyskanie (kilometrowego zużycia paliwa i masy samolotu).

$$t_{\text{szj}} = k_v \frac{m_h V_{\text{prz}}}{\frac{m_{\text{pal}}}{L_{\text{blok}}} m_{\text{s\_wyp}}} \text{ lub } t'_{\text{szj}} = \frac{m_h L_{\text{blok}}}{m_{\text{pal}} m_{\text{s\_wyp}}} , \quad (10)$$

gdzie:

$$k_v = V_{\text{blok}} / V_{\text{prz}} ,$$

$V_{\text{blok}}$  - średnia prędkość na trasie,

$V_{\text{prz}}$  - średnia prędkość na przelocie,

$\frac{m_{\text{pal}}}{L_{\text{blok}}}$  - kilometrowe zużycie paliwa.

Poza kryteriami technicznymi wymienionymi wyżej istnieje szereg innych tworzonych w celach „doraźnych” bądź przeznaczonych do oceny szczególnych cech lub zastosowań samolotów.

Do grupy kryteriów technicznych zaliczyć należy również kryteria eksploatacyjne. Ważniejsze z nich to [15] czas odtworzenia gotowości samolotu i czas obsługi na godzinę lotu. Pierwsze określa czas niezbędny do przygotowania samolotu do kolejnego lotu, (uwzględnia czasy

przeглядów, niezbędnych prac obsługowych, załadunku, tankowania, wymiany załóg). Drugie określa nakłady pracy personelu naziemnego niezbędne do utrzymania samolotu w sprawności i przygotowania do lotu w odniesieniu do czasu lotu. Kryteria eksploatacyjne bazują na cechach samolotu, które w niewielkim stopniu można określić na podstawie jego cech zewnętrznych. Zasadniczym sposobem ich wyznaczania i weryfikacji są badania istniejących i użytkowanych w określonych warunkach samolotów. Na etapach prac projektowych wymagania z tego zakresu mają charakter intencjonalny, przy wyborze typu samolotu jest to natomiast wielkość deklarowana przez producenta.

Kryteria ekonomiczne powstały pierwotnie na potrzeby linii lotniczych (firm transportowych) [1-2, 16] wykorzystujących je do optymalizacji parku samolotów, ustalania racjonalnych (i konkurencyjnych) taryf przewozowych itp. Mimo złożoności i konieczności uwzględniania znacznej liczby składników w oparciu o dane statystyczne lub założenia, kryteria te stanowią dziś podstawową formę oceny samolotów użytkowanych komercyjnie.

Najbardziej rozbudowanym i najogólniejszym kryterium ekonomicznym jest całkowity koszt „życia samolotu” LCC (Life Cycle Cost) [15] obejmujący: koszty: projektowania, badań, produkcji, sprzedaży, użytkowania i utylizacji ogółu samolotów określonego typu. Koszt życia samolotu jest sumą czterech składników:

$$LCC = C_{RDTE} + C_{ACQ} + C_{OPS} + C_{DISP}, \quad (11)$$

gdzie:

$C_{RDTE}$  - koszty fazy projektowania, rozwoju, badań i testów,

$C_{ACQ}$  - koszty sprzedaży,

$C_{OPS}$  - koszty operacyjne,

$C_{DISP}$  - koszty utylizacji samolotu po okresie eksploatacji.

Ta postać kryterium jest szczególnie przydatna przy ocenie funkcjonowania firm lotniczych, rodzajów lotnictwa wojskowego, pozwala bowiem określić całkowite koszty rozwoju i użytkowania samolotu, a także roczne nakłady na utrzymanie parku samolotów.

Kryterium mniej ogólnym jest bezpośredni koszt operacyjny DOC (Direct Operating Cost), wyrażający koszt jednostki czasu użytkowania samolotu określonego typu [1-2, 15]. DOC jest sumą kosztów bezpośrednio związanych z realizacją zadania lotnego. Składa się z kosztów poniesionych na przelot (paliwo, pensje dla załogi, amortyzację, remonty, opłaty lotniskowe i nawigacyjne itp.) przypadające na każdy samolot i jednostkę rozliczeniową. Kryterium pochodnym DOC jest koszt własny tonokilometra lub koszt własny pasażerokilometra:

$$\bar{C}_{tkm} = \frac{DOC}{m_h} \quad \text{lub} \quad \bar{C}_{pkm} = \frac{DOC}{n_{pas}}, \quad (12)$$

gdzie:

$n_{pas}$  - średnia liczba pasażerów przewożonych w jednym locie.

Kryteria ekonomiczne, w odróżnieniu od prostych kryteriów technicznych oceniających oderwane cechy samolotu, mają właściwości „całkujące”, uwzględniające charakterystyki lotne, właściwości konstrukcji płatowca, zespołu napędowego, czynniki eksploatacyjne i rynkowe. Są więc znacznie lepszą, choć nie wystarczającą, miarą ogólnych właściwości samolotu.

Inne kryteria mogą mieć rację bytu w okresach nagłych wzrostów cen, niedostatecznej podaży paliw lub nacisku na obniżenie emisji spalin. Przydatną, acz wycinkową, miarą jakości samolotu jest efektywność wykorzystania paliwa rozumiana jako masa paliwa niezbędnego do realizacji określonego zadania, odniesiona do iloczynu masy użytecznej i odległości przelotu

$$F_e = \frac{m_{pal}}{m_h L_{blok}}. \quad (13)$$

Samoloty charakteryzujące się minimalnymi wartościami tego wskaźnika przy realizacji identycznych zadań wykazują wyższą sprawność energetyczną.

### 3. Przykład obliczeniowy

Z uwagi na aktualność problemów paliwowych i ekologicznych, przedstawiamy rezultaty obliczeń uzyskane dla kryterium (13).

Obliczenia przeprowadzono dla dziewięciu samolotów jedno i dwusilnikowych o różnych typach jednostek napędowych:

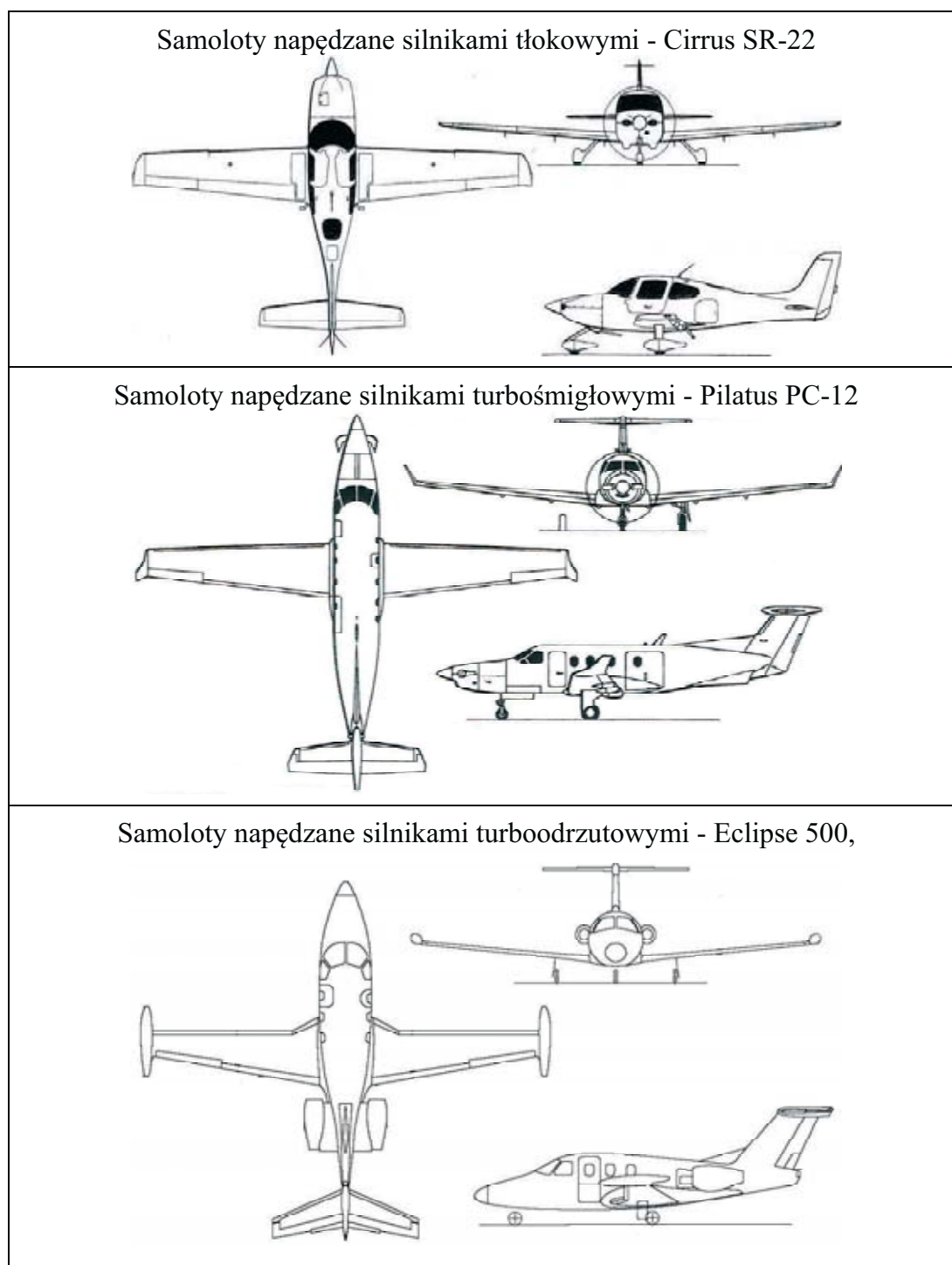
- silniki tłokowe - Cirrus SR-22, Piper Saratoga II TC, Piper Seneca V,
- silniki turbośmigłowe - Pilatus PS-12, Beechcraft King Air 350, BAE Jetstream 31,
- silniki odrzutowe - Eclipse 500, Cessna Citation Mustang, Cessna Citation Encore.

Dane samolotów ilustruje Tab. 1. a przykładowe sylwetki Tab. 2. Wybrane rezultaty obliczeń pokazuje Tab. 3 i Rys. 3.

Tab. 1. Dane przykładowych samolotów  
Tab. 1. The data of example airplanes

	Pilatus PC-12	BAE Jetstream 31	Cessna Encore	Cessna Mustang	Eclipse 500	Piper Seneca V	Cirrus SR-22	Piper Saratoga	King Air 350
Skrzydła (Wing)									
B [m]	16,23	15,85	16,48	13,16	11,6	11,85	10,85	11,02	17,65
S [m <sup>2</sup> ]	25,81	25,2	29,94	19,96	14,16	19,39	12,56	16,56	28,8
$\tau$ [-]	0,478	0,347	0,231	0,423	0,224	1,000	0,545	0,691	0,286
$\Lambda$ [-]	10,21	9,97	9,07	8,68	9,50	7,24	9,37	7,33	10,82
$\chi_{25}$ [rad]	0,000	0,017	0,087	0,157	0,035	0,000	0,000	0,017	0,061
Usterzenie poziome (Horizontal tail plane)									
$b_H$ [m]	4,82	6,66	6,99	6,23	4,15	4,02	3,98	3,86	5,65
$\tau_H$ [-]	0,73	0,54	0,47	0,47	0,50	1,00	0,64	1,00	0,43
$\Lambda_H$ [-]	4,36	6,70	5,36	6,08	5,23	4,68	5,94	4,50	4,90
$\chi_{25H}$ [rad]	0,087	0,122	0,087	0,332	0,332	0,000	0,087	0,000	0,314
$S_{H\_}$ [-]	0,197	0,255	0,265	0,320	0,233	0,177	0,194	0,212	0,203
Usterzenie pionowe (Vertical tail plane)									
$h_V$ [m]	2,07	2,83	2,92	2,01	1,59	1,48	1,41	1,29	1,96
$\tau_V$ [-]	0,62	0,32	0,40	0,60	0,61	0,41	0,52	0,33	0,65
$\Lambda_V$ [-]	1,24	1,52	1,60	0,97	1,05	1,23	1,52	1,26	0,90
$\chi_{25V}$ [rad]	0,611	0,716	0,576	0,820	0,646	0,646	0,471	0,681	0,681
$S_{V\_}$ [-]	0,127	0,203	0,155	0,208	0,169	0,092	0,096	0,084	0,134
Kadłub (Fuselage)									
$L_F$ [m]	14,4	13,4	14,9	12,37	10,2	8,72	7,92	8,43	14,22
$D_F$ [m]	1,82	2,04	1,77	1,60	1,55	1,44	1,53	1,49	1,91
$\Lambda_{FN}$ [-]	2,11	1,71	1,71	2,10	1,74	2,00	1,36	1,53	1,45
$\Lambda_{FT}$ [-]	2,38	2,20	3,00	2,26	2,53	2,11	2,43	2,06	2,73
Inne (Others)									
$x_{w\_}$ [-]	0,393	0,393	0,433	0,449	0,432	0,333	0,324	0,275	0,365
$h_{UC}$ [m]	0,98	1,09	0,52	0,78	0,45	0,55	0,67	0,54	0,98
$D_{prop}$ [m]	2,75	2,68	-	-	-	1,87	2,00	2,25	2,65
$N_{max}$ [kW] ( $P_{s0}$ [kN])	1 197	701	15,12	6,49	4,00	164	231	224	783
$M_{FUEL}$ [kg]	1200	1340	2380	1170	741	380	250	316	1122
PAX	9	18	9	4	4	4	3	4	15
$M_H$ [kg]	855	1710	855	380	380	380	190	380	1425

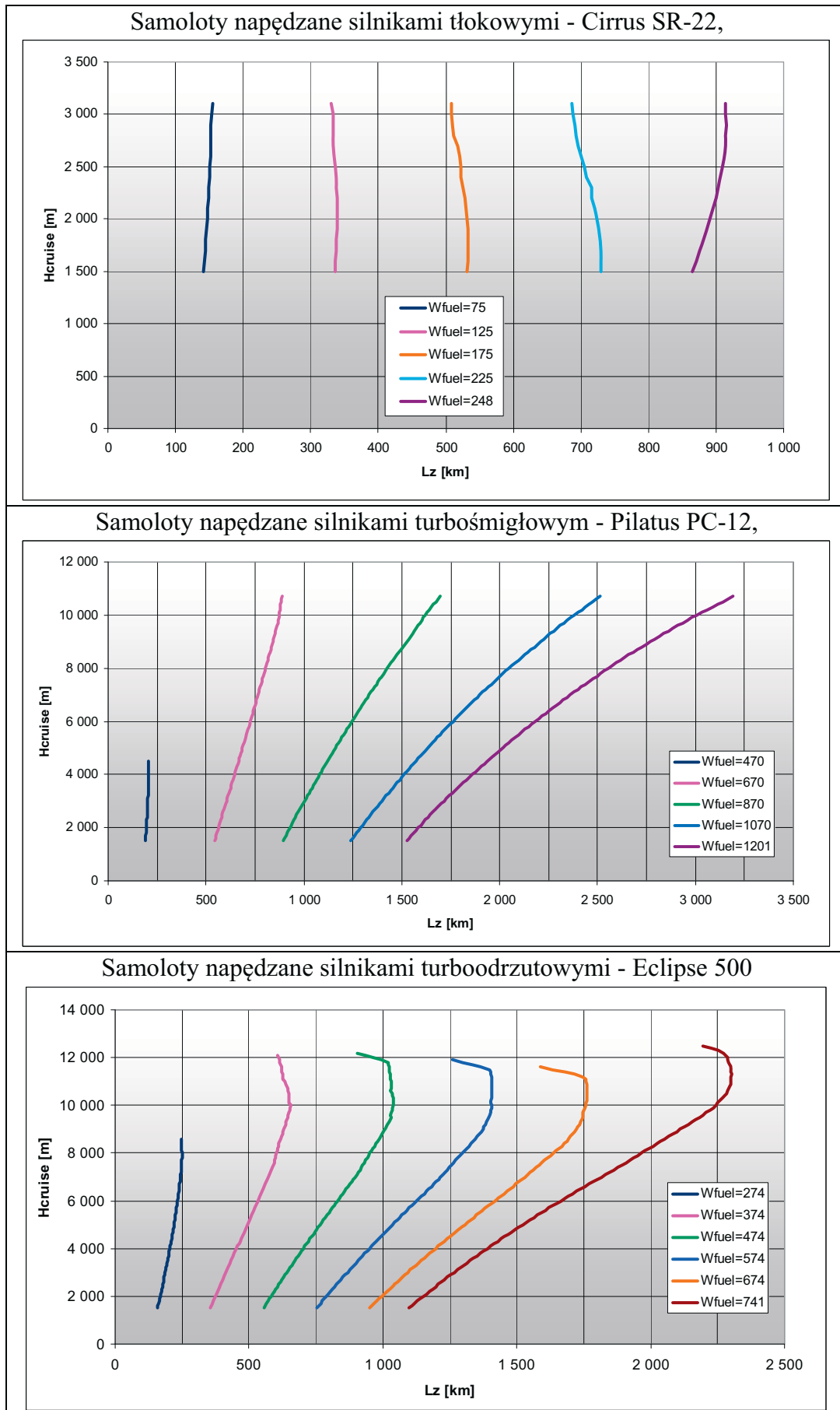
Tab. 2. Samoloty wykorzystane w przykładzie obliczeniowym  
Tab. 2. The airplanes used in the computational example



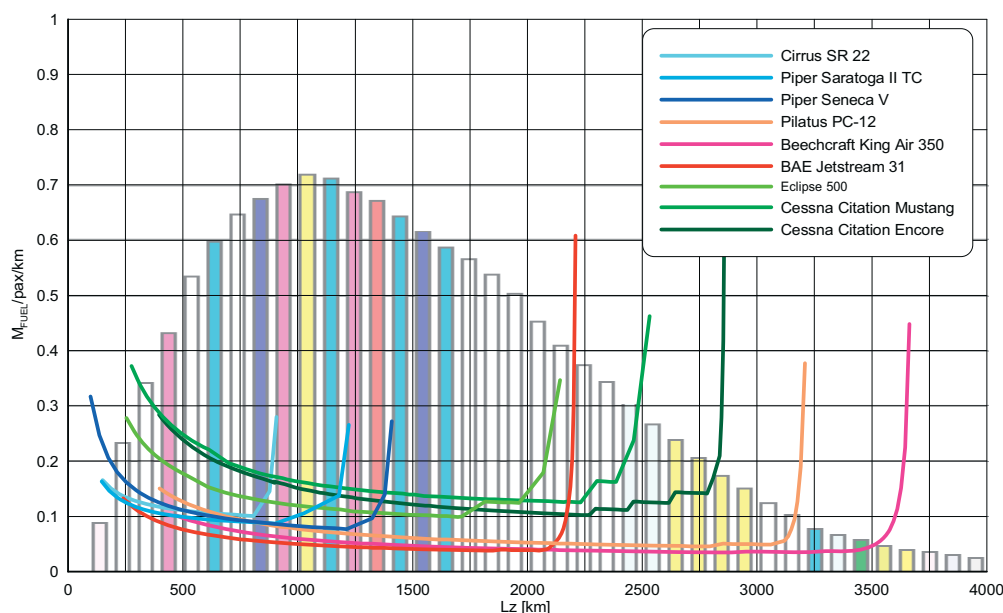
Tab. 3 pokazuje zależność zasięg-wysokość przelotowa dla różnych mas paliwa dla trzech przykładowych samolotów napędzanych różnymi typami silników, Charakter zależności dla pozostałych samolotów jest podobny, Analiza wykresów pozwala ocenić przybliżone parametry trajektorii w zależności od długości przelotu i typu silnika,

Rys. 3 pokazuje zależność efektywności wykorzystania paliwa dziesięciu przykładowych samolotów pokazanych na tle histogramu możliwych i istniejących połączeń powietrznych w Europie, Nietrudno zauważyć, że przydatności samolotu dla zadań różniących się zasięgiem jest funkcją typu napędu, Widać również, że z punktu widzenia kryterium efektywności zużycia paliwa samoloty odrzutowe nie mają racji bytu.

Tab. 3. Zasięg-wysokość przelotowa dla stałych mas paliwa  
 Tab. 3. Range-cruise altitude dependence for constant fuel weights







Rys. 3. Masa paliwa na pasażera na km dla wszystkich samolotów w tle histogram wszystkich europejskich połączeń powietrznych)

Fig. 3. Fuel weight per pax per km comparison for all nine planes (with all European air connections lengths histogram)

#### 4. Wnioski

Przeprowadzone analizy i obliczenia pozwalają wysnuć szereg wniosków o charakterze ogólnym i szczegółowym, Wniosek zasadniczy, dotyczący stosowalności kryteriów, sprowadza się do stwierdzenia, iż kryteria techniczne mogą pełnić wyłącznie funkcje pomocnicze, przy porównywaniu wąskiej grupy samolotów (w sensie gabarytów, mas, prędkości i przeznaczenia), Kryteria ekonomiczne charakteryzuje całościowe ujęcie funkcjonowania samolotu, umożliwiające ocenę i porównywanie samolotów o zróżnicowanych parametrach, Kryterium energetyczne (efektywność zużycia paliwa) jest wycinkową miarą właściwości samolotu, przydatną przy szerokiej, wielokryterialnej ocenie samolotu,

Analiza wyników obliczeń szczegółowych przy wykorzystaniu kryterium  $F_e$  dla wybranej populacji samolotów pozwala wysnuć następujące wnioski i spostrzeżenia:

- najwyższą efektywnością zużycia paliwa charakteryzują się samoloty turbośmigłowe w niemal w całym zakresie rozważanych zasięgów,
- dla zasięgów krótszych niż 250 km, najefektywniejsze są samoloty z silnikami tłokowymi, efektywność wykorzystania paliwa przez samoloty odrzutowe jest zdecydowanie gorsza dla całego przedziału rozpatrywanych zasięgów,
- wysokość lotu nie ma istotnego wpływu na zużycie paliwa dla samolotów tłokowych bez ciśnieniowania kadłuba (lot do poziomu FL100 - 10000 [ft]),
- samoloty turbośmigłowe i odrzutowe (z ciśnieniowanym kadłubem) nie wykazują istotnego wpływu wysokości lotu na zużycie paliwa dla krótkich zasięgów (mniejszych od 250 km), na dłuższych trasach wysokość lotu ma bardzo istotne znaczenie,
- poprawa efektywności zużycia paliwa przy użytkowaniu zróżnicowanego parku samolotów wymaga optymalizacji obszaru użytkowania samolotu (podziału zadań), stosownie do jego cech użytkowych,
- wyniki obliczeń mogą być wykorzystane do zgrubnej oceny przydatności samolotów o cechach zbliżonych do wykorzystanych w niniejszej pracy,

#### Literatura

- [1] *Standard Method for Estimating Comparative Direct Operating Cost of Turbine Powered Transport Airplanes*, Air Transport Association of America, December 1967.

- [2] *Standard Method for the Estimation of Direct Operating Costs of Transport airplane*, Society of British Aircraft Constructors, Issue No, 4, 1959.
- [3] Anderson, J, D, *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill 1999.
- [4] Brusow, W, *Optymalizacja parametrów samolotów wielocelowych*, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
- [5] Howe, D, *Aircraft Conceptual Design Synthesis*, WileyBlackwell 2000.
- [6] Jenkinson, L, R, Simpkin, P, Rhodes, D, *Civil Jet Aircraft Design*, AIAA 1999.
- [7] Klepacki, Z, *Poliptymalna synteza samolotu wielocelowego*, Materiały XV Ogólnopolskiej Konferencji „Poliptymalizacja i Komputerowe Wspomaganie Projektowania”, MIELNO 1997, s. 125-132.
- [8] Klepacki, Z, *Wybór najlepszego typu samolotu jako zagadnienie wielokryterialnego porządkowania zbioru dostępnych typów*, III Sympozjum Naukowe Problemy techniczne eksploatacyjne w kształceniu pilotów, Dęblin, 8-10,12,1999, T. 1, Z. 1, s. 139-148, 1999.
- [9] Klepacki, Z, *Оптимизация системы легких транспортных самолетов*, „Проектування, виробництво та експлуатація автотранспортних засобів и поїздів”, Праці західного наукового центру, Транспортна Академія України, МЕТА, Львів 1997, Стр, 96-98.
- [10] Klepacki, Z, Majka, A, *Znaczenie struktury zbioru zadań w projektowaniu systemu wielozadaniowego*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Mechanika w Lotnictwie ML-IX 2000, s 207-214, Warszawa 2000.
- [11] Majka, A, *Dobór parametrów samolotu poprawiającego efektywność lotniczego przedsiębiorstwa transportowego*, III Międzynarodowa Konferencja Naukowa TiBRD'03, Katowice-Ustroń 2003.
- [12] Majka, A, *Dobór parametrów samolotu poprawiającego efektywność lotniczego przedsiębiorstwa transportowego*, III Międzynarodowa Konferencja Naukowa TiBRD'03, Katowice-Ustroń 2003.
- [13] Peschel, M., Riedel, C, *Poliptymalizacja, Metody podejmowania decyzji kompromisowych w zagadnieniach inżynierijno-technicznych*, Warszawa, WNT 1979.
- [14] Raymer, D, P, *Aircraft Design, A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington 1989.
- [15] Roskam, J, *Airplane Design, Part I -VII*, The University of Kansas, 1989.
- [16] Stinton, D, *Design of the Airplane*, Blackwell Science 1983.
- [17] Torenbeek, E, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Kulwer Academic Publishers, Dordrecht/ Boston/ London 1982.
- [18] Бадягин, А, А, Егер С, М, и др.: *Проектирование самолетов*, Москва, Машиностроение, 1972.
- [19] Брусков, В, С, Баранов, С, К, *Оптимальное проектирование летательных аппаратов, Многоцелевой подход*, Москва, Машиностроение 1989.
- [20] Егер, С, М, и др, *Основы автоматизированного проектирования самолетов*, Москва, Машиностроение 1986.
- [21] Егер, С, М., и др., *Проектирование самолетов*, Москва, Логос 2005.
- [22] Пиявский, С, А, Брусков, В, С., Хвилон Е, А.: *Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов*, Москва, Машиностроение 1974.
- [23] Томашевич, А, Л., *Конструкция и экономика самолета*, Москва, Оборонздат 1960.

Praca zrealizowana w ramach Grantu Europejskiego ASA6-CT-2006-044549, European Personal Air Transportation System Study (EPATS)