

RATIONAL MOULDING OF CONSTRUCTIONAL FIGURE AND THE USABLE PROPERTIES OF THE AIRPLANE

Zbigniew Klepacki, Andrzej Majka

Rzeszow Technical University
Al. Powstańców Warszawy 8, 35-021 Rzeszow, Poland
tel.: +48 17 8651542, fax: +48 17 8543116
e-mail: zbigklep@prz.edu.pl, andemajk@prz.edu.pl

Abstract

The choice of parameters of designed airplane should take place according to rational rules, allows to evaluate of project-variants. In spite of the evidence of this ascertainment, both the theory and the designing practice concentrates on the methods of seeking of solutions, and the problem of valuing is maximized simplified, and sometimes outright vulgarized. During that time, it is criteria and limitations determine the form of unknotting, and in the effect about the commercial success of all undertaking.

The schema of the general designing of the airplane permits to restore approximate conditions for the real work of the airplane. Obtained results substantially are relative to „depths” of the modelling of the airplane characteristic (accuracy of partial models), the end result is a compromise. Authors worked out the software for different types of airplanes obtaining probable results of calculations. The main elements of the definition of the projects task, the full and reduced morphological board, the partial model, the mathematical model of the airplane are illustrated in the paper.

Keywords: transport, airplane design, modelling, optimization

RACJONALNE FORMOWANIE POSTACI KONSTRUKCYJNEJ I CECH UŻYTKOWYCH SAMOLOTU

Streszczenie

Wybór parametrów projektowanego samolotu powinien odbywać się według racjonalnych zasad, pozwalających wartościować warianty projektowe. Mimo oczywistości tego stwierdzenia, teoria i praktyka projektowania koncentruje się na technikach szukania rozwiązań, zaś problem wartościowania jest maksymalnie upraszczany, a czasem wręcz trywializowany. Tymczasem, to kryteria i ograniczenia stanowią o postaci rozwiązania, a w efekcie o sukcesie handlowym całego przedsięwzięcia.

Schemat ogólnego projektowania samolotu pozwala odtworzyć warunki zbliżone do rzeczywistego funkcjonowania samolotu. Uzyskane wyniki w dużym stopniu zależą od „głębokości” modelowania właściwości samolotu (precyzji modeli cząstkowych), rezultat końcowy jest wynikiem kompromisu. Autorzy opracowali oprogramowanie dla różnych typów samolotów uzyskując prawdopodobne wyniki obliczeń. Główne elementy definicji zadania projektowego, pełna i zredukowana tablica morfologiczna, model cząstkowy oraz model matematyczny samolotu są zilustrowane w artykule.

Słowa kluczowe: transport, projektowanie samolotów, modelowanie, optymalizacja

1. Wstęp

Współczesny rynek lotniczy, obejmujący usługi transportowe, zastosowania gospodarcze i wojskowe osiągnął poziom uniemożliwiający osiągnięcie sukcesu produkcyjnego i handlowego przy korzystaniu z tradycyjnych metod projektowania. Mnogość uwarunkowań technicznych,

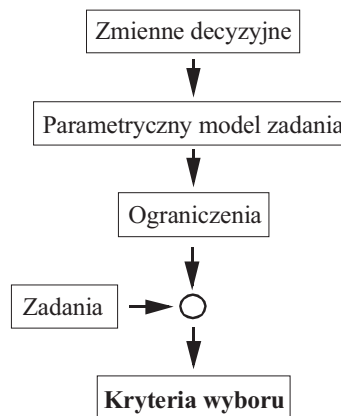
prawnych, organizacyjnych z jednej strony i złożoność rozwiązań technicznych, technologicznych i eksploatacyjnych uniemożliwia prostą ocenę walorów samolotu. Nowy, rokujący nadzieję sukcesu, samolot musi gwarantować istotną poprawę właściwości. Ową poprawę uzyskać można wykorzystując:

- nowe osiągnięcia aerodynamiki,
- nowe materiały i technologie,
- nowe techniki projektowania ogólnego i szczegółowego.

W niniejszym artykule pokażemy metodę odbiegającą od „standardu” formułowania zadania projektowego, pozwalającego na urealnienie opisu samolotu, uwzględnienie stosunkowo szerokiego spektrum uwarunkowań samolotu i złożonej oceny jego efektywności.

2. Stan aktualny

Problematyka projektowania urządzeń technicznych, w tym samolotów, ma bogatą literaturę. Jej krytyczne i szczegółowe omówienie przekracza intencję i ramy niniejszego artykułu. Przedstawiając wybrane pozycje (głównie podręczniki, monografie, dorobek własny) dla zilustrowania problemu wskażemy istotne kwestie związane z tematem artykułu.



Rys. 1. Główne elementy definicji zadania projektowego
Fig. 1. The main elements of the definition of the projects task

Typowe formułowanie zadania projektowego wynika z postaci warunków technicznych ustalanych dla nowego wyrobu. Najczęściej jest to zestaw wymagań dotyczących właściwości lotnych, mas i miary jakości rozwiązania, przy niejednoznacznie zdefiniowanym zadaniu lotnym (punkcie obliczeniowym). Sformułowanie takie odpowiada modelowi jednokryterialnej optymalizacji „z ograniczeniami” w postaci:

$$F = \min_{x \in D} f(x), \quad (1)$$

gdzie:

D - zbiór rozwiązań dopuszczalnych, spełniających ograniczenia wynikające z Warunków Technicznych.

Taką postać zadania projektowego spotkać możemy w większości opracowań dotyczących projektowania samolotów [1,2, 6, 9, 10, 13, 14, 23, 28, 29, 32,33]. Charakteryzuje je prostota sformułowania, łatwość interpretacji, ale również niewystarczająca zdolność odtworzenia ocen jakości rozwiązania i warunków użytkowania.

W rzeczywistości ocena jakości rozwiązania jest złożona, bazuje na wielu, z reguły sprzecznych, kryteriach cząstkowych. Uwzględnienie wielu kryteriów odpowiada zadaniu optymalizacji wielokryterialnej w postaci:

$$\tilde{F} = \underset{x \in D}{opt} F(f_1(x), \dots, f_s(x)). \quad (2)$$

Operator oceny łącznej $opt()$ agregujący oceny cząstkowe powinien odtwarzać system wartościowania potencjalnego odbiorcy samolotu, nie pomijając przy tym preferencji producenta. Sposób agregacji jest nieobiektywny, wynika z indywidualnych preferencji projektanta, czasem obiektywizowanych poprzez odpowiednie badania preferencji szerszego grona ekspertów i użytkowników. W literaturze taki sposób opisu zadania projektowego spotykany jest znacznie rzadziej [7, 8].

Kolejnym elementem opisu warunków użytkowania samolotu jest jego wielozadaniowość. Samolot w trakcie użytkowania realizuje zadania o znacznym rozrzucie cech geometrycznych (długościach i wysokościach przelotu), masach ładunku użytecznego, a czasem różnych rodzajach ładunku i związanego z nim wyposażenia dodatkowego. Wielozadaniowość samolotu jest uwzględniana dość rzadko [4, 5, 24] mimo istotnego wpływu na postać rozwiązania [15, 16, 17, 19, 20]. Wyznaczanie zbioru zadań realizowanych przez nowy samolot, użytkowany jako jeden z wielu typów występujących na rynku przewozów lotniczych stanowi oddzielne i złożone zagadnienie [19, 20, 21, 22] pominięte w niniejszym artykule, będzie bowiem tematem innego wystąpienia na Konferencji. W dalszej części artykułu przedstawimy sformułowanie zadania projektowego, uwzględniającego wielokryterialną ocenę efektywności i wielozadaniowość.

3. Ogólny model matematyczny zadania projektowego

Model projektowania uwzględniający cechy samolotu wymienione w rozdziale 2, musi być uzupełniony dodatkowymi założeniami:

- wykonalności w ramach przyjętej technologii,
- korzystaniu z najlepszej wiedzy i umiejętności konstruktora na etapach szczegółowego projektowania,
- zasady kompozycji bryły samolotu.

1	3	Schemat aerodynamiczny	
2	2	liczba i położenie	
3	3	plan	
4	5	obrys	
5	2	usterzenia	
6	1	podwozie	
7	2	typ elementu jezdniego	
8	2	układ kadłuba	
9	5	zespół napędowy	
9	5	ilość i położenie silników	

Rys. 2. Pełna i zredukowana tablica morfologiczna
Fig. 2. The full and reduced morphological board

Ostatnie z wymienionych założeń wymaga pewnego wyjaśnienia. Rys. 2 Przedstawia fragment tablicy morfologicznej, uwzględniającej główne cechy samolotu. Wiersze odpowiadają cechom samolotu, kolumny wariantom cech.

Ilość stopni swobody konstruktora (ilość niezależnych wariantów samolotu) w ogólnym przypadku opisuje zależność

$$W = \prod_{i=1}^n w_i . \quad (3)$$

Dla pełnej tablicy z rys. 1 dostaniemy

$$W = \prod_{j=1}^n w_j = 6 \cdot 10 \cdot 12 \cdot 12 \cdot 5 \cdot 7 \cdot 6 \cdot 10 \cdot 14 = 254\,016\,000 , \quad (4)$$

wariantów samolotu. Po redukcji mało prawdopodobnych cech pozostaje do rozpatrzenia

$$\tilde{W} = \prod_{j=1}^n \tilde{w}_j = 3 \cdot 2 \cdot 3 \cdot 5 \cdot 2 \cdot 1 \cdot 2 \cdot 2 \cdot 5 = 3600 . \quad (5)$$

Jest to zdecydowanie za duża liczba wariantów, uniemożliwiająca rozsądne porównanie cech samolotów w różnych układach. Konieczna jest dalsza redukcja wariantów rozwiązań, umożliwiających zbudowanie względnie prostego modelu postaci (syntezy) samolotu.

Dla tak uwarunkowanego zadania projektowego, model wyboru rozwiązania można opisać zależnością:

$$\tilde{F} = \underset{\substack{\mathbf{x} \in X \\ \mathbf{y} \in Y \\ \mathbf{u}_y(t) \in U}}{\text{opt}} F \left(f_1(\mathbf{x}, \mathbf{x}_y, \mathbf{y}, \mathbf{u}_y(t)), \dots, f_s(\mathbf{x}, \mathbf{x}_y, \mathbf{y}, \mathbf{u}_y(t)) \right), \quad (6)$$

gdzie:

- F - funkcjonal (operator) łącznej oceny samolotu,
- $f_i(\)$ - i -ta cząstkowa funkcja kryterialna,
- \mathbf{x} - wektor parametrów projektowych, (X jest zbiorem dopuszczalnych zmiennych decyzyjnych, $X \subset \mathbf{R}_n$),
- \mathbf{y} - wektor zadania $\mathbf{y} \in Y$ (Y jest zbiorem zadań (zewnętrznym, niezależnym od konstruktora) $Y \subset \mathbf{R}_m$),
- \mathbf{x}_y - wektor kompletacji i konfiguracji samolotu dla zadania \mathbf{y} , $\mathbf{x}_y \in \Delta X_y \subset \mathbf{R}_k$,
- $\mathbf{u}_y(t)$ - wektor sterowań $\mathbf{u}_y(t) \in U$ z dopuszczalnego zbioru sterowań $U \subset \mathbf{R}_r$, realizujących zadania lotne opisane zależnościami:

$$\dot{\mathbf{z}} = \varphi(\mathbf{z}, \mathbf{x}, \mathbf{x}_y, \mathbf{u}_y(t), t), \quad (7)$$

- \mathbf{z} - wektor współrzędnych fazowych $Z(\mathbf{y}) \subset \mathbf{R}_m$, z warunkami początkowymi i końcowymi, $\mathbf{z}(t_0) \in Z_0(\mathbf{y})$, $\mathbf{z}(t_k) \in Z_k(\mathbf{y})$ oraz ograniczeniami, $\mathbf{u}(t) \in U(\mathbf{y})$, $\mathbf{x}_y \in \Delta Y(\mathbf{y})$, $\mathbf{z} \in Z(\mathbf{y})$,
- y_i - wektor i -tej realizacja zadania o elementach $\{\zeta_1^i, \dots, \zeta_{m_i}^i\}$,
- m_i - liczba parametrów charakteryzujących jednoznacznie i -te zadanie lotne,

ζ_i^j - j -ta cecha i -tego zadania.

Dla dowolnego samolotu x_i możemy wyznaczyć zgodnie z (6)-(7) ogólną i cząstkowe oceny jakości samolotu.

Zadanie projektowe opisane równaniem (6) ma złożoną strukturę. Opisuje zagadnienie optymalizacji mieszanej (statycznej i dynamicznej). Rozwiązanie takiego zadanie jest niezwykle pracochłonne i nie zawsze możliwe. W praktyce projektowej dokonuje się nieformalnej dekompozycji zadania (6), wydzielając zadanie statyczne, rozwiązywane dla zadanych typowych (założonych) sterowań:

$$\tilde{F} = \underset{\substack{x \in X, \\ p \in P, \\ \Delta x_y \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y^*(t) \in U}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x, p, \Delta x_y, y, u_y^*(t)), \dots, f_n(x, p, \Delta x_y, y, u_y^*(t)) \right), \quad (8)$$

oraz dynamiczne, w którym parametry statyczne zadania są znane z rozwiązania (8), zaś poszukiwane są optymalne sterowania:

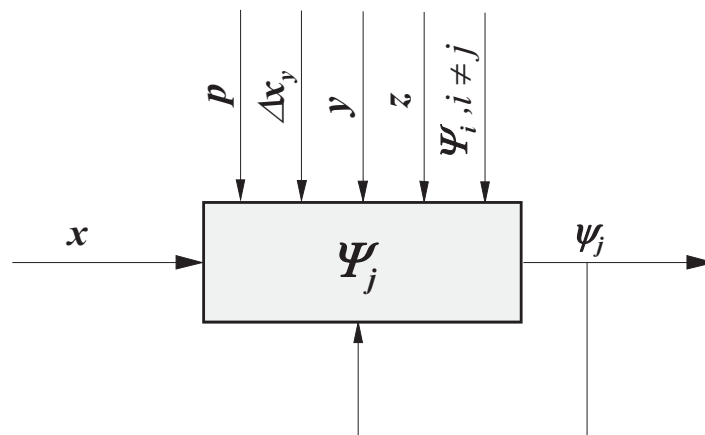
$$\tilde{F}'' = \underset{\substack{x^* \in X, \\ p^* \in P, \\ \Delta x_y^* \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y(t) \in U}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x^*, p^*, \Delta x_y^*, y, u_y(t)), \dots, f_n(x^*, p^*, \Delta x_y^*, y, u_y(t)) \right). \quad (9)$$

Rozwiązując sekwencyjnie (8) i (9) uzyskujemy wynik w rozsądnej liczbie przybliżeń, z reguły jest to bowiem proces szybko zbieżny.

4. Model matematyczny właściwości samolotu

Rozwiązanie zadania ogólnego (6) lub dekomponowanego (8) można zrealizować dowolną metodą (np. prób i błędów), acz we współczesnych realiach oczywiste wydaje się wykorzystanie modelowania matematycznego i maszyn cyfrowych. Modele matematyczne cech samolotu mają wtedy ogólną postać (10) (rys.):

$$\Psi_i = \psi_i(x, p, \Delta x_y, y, \Psi_1, \Psi_2, \dots, \Psi_\gamma) = 0. \quad (10)$$



Rys. 3. Model cząstkowy
Fig. 3. The partial model

Ogólna postać modelu matematycznego samolotu ma więc postać (rys. 4):

$$MMS = \psi(x, p, \Delta x_y, y, z, G, A, M, N, L, D, T, K) = 0, \quad (11)$$

zaś definicje modeli cząstkowych:

$$G = \gamma(x, p, \Delta x_y, y, N) = 0 \quad \text{- geometrii ,}$$

$$K = \kappa(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N, L, T) = 0 \quad \text{- kryteriów ,}$$

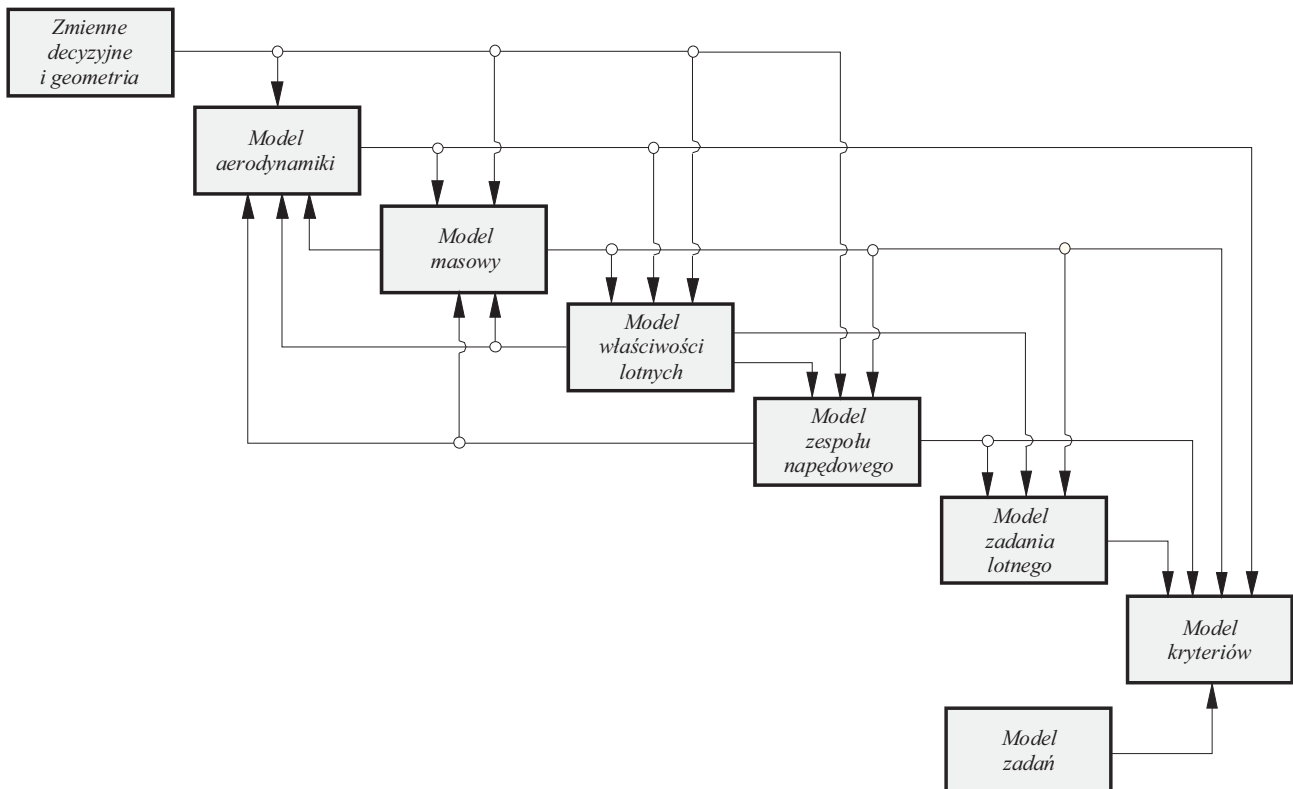
$$T = \tau(x, p, \Delta x_y, y, M, L, D) = 0 \quad \text{- zadania ,}$$

$$D = \zeta(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N, L) = 0 \quad \text{- dynamiki ,}$$

$$L = \lambda(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N, D) = 0 \quad \text{- właściwości lotnych ,}$$

$$N = \eta(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, L, D, T, K) = 0 \quad \text{- zespołu napędowego ,}$$

$$A = \alpha(x, p, \Delta x_y, y, G, M, N, L, D, T, K) = 0 \quad \text{- aerodynamiki .}$$



Rys. 4. Model matematyczny samolotu
Fig. 4. The mathematical model of the airplane

Model ten wprzęgnięty w odpowiednią procedurę szukania (optymalizacji) pozwala na wybór parametrów samolotu w możliwie szerokim zakresie realizującego założenia projektowe. A tym samym gwarantującego sukces rynkowy.

5. Uwagi i wnioski

- Omówiony w artykule schemat ogólnego projektowania samolotu pozwala odtworzyć warunki zbliżone do rzeczywistego funkcjonowania samolotu.
- Uzyskane wyniki w dużym stopniu zależą od „głębokości” modelowania właściwości samolotu (precyzji modeli cząstkowych).
- Rezultat końcowy będzie wynikiem rozsądnego kompromisu między precyzją modeli i praco- i czasochłonnością przygotowania oprogramowania, danych wejściowych i obliczeń.

- Autorzy opracowali i przetestowali oprogramowanie realizujące przedstawiony schemat postępowania, dla różnych typów samolotów uzyskując prawdopodobne (po części zweryfikowane praktycznie) wyniki obliczeń.
- Z uwagi na ograniczoną objętość artykułu, przykładowe wyniki przedstawione zostaną w wystąpieniu konferencyjnym.

Literatura

- [1] Anderson, J. D., *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, 1999.
- [2] Badiagin, A. A., Muchamedow, F. A., *Projektowanie lekkich samolietow*, 1978.
- [3] Badiagin, A. A., Eger C. M., et al., *Projektowanie samolietow*, Moskwa, Maszynostrojenie, 1983.
- [4] Brusow, W., *Optymalizacja parametrów samolotów wielocelowych*, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1996.
- [5] Brusow, W. C., Baranow, S. K., *Optimalnoje projektowanie lietatelnych apparatow*, Mnogocielewoj podchod, Moskwa, Maszynostrojenie, 1989.
- [6] Eger, S. M., et al., *Projektowanie samolietow*, Moskwa, Maszynostrojenie, 1983.
- [7] Eger, S. M., et al., *Osnowy awtomatizirowannogo projektowaniasamolietow*, Moskwa, Maszynostrojenie, 1986.
- [8] Eger, S. M., et al., *Projektowanie samolietow*. Moskwa, Łogos, 2005.
- [9] Goroszczenko, B. T., Et al., *Eskiznoje nproektirowanue Projektowanie samolieta*, Moskwa, Maszynostrojenie,, 1970.
- [10] Hale, F. J., *Introduction to Aircraft Performance Selection and Design*, 1984.
- [11] Howe, D., *Aircraft Conceptual Design Synthesis*, 2000.
- [12] Jencquel, C., *Konzeptuntersuchungen zu Transportflugzeugen mit Antrieben*, 2001.
- [13] Jenkinson, L. R., *Aircraft Design Projects for Engineering Students*, 2003.
- [14] Jenkinson, L. R., Simpkin, P., Rhodes, D., *Civil Jet Aircraft Design*, 1999.
- [15] Klepacki, Z., *Wybór najlepszego typu samolotu jako zagadnienie wielokryterialnego porządkowania zbioru dostępnych typów*, III Sympozjum Naukowe Problemy techniczno-eksploatacyjne w kształceniu pilotów. Dęblin, 8-10.12.1999, t.1, z . 1, str. 139-148, 1999.
- [16] Klepacki, Z., *Optimizacja systemy liegkich transportnych samolietow*, *Projektowanhia, wirobnictwo ta ekspluaatacija awtotranportnich zasobiw i pojezdib*. Praci zahidnogo naukowogo centru, Transportna Akademiya Ukraini META, Lwiw, str 96-98, 1997.
- [17] Klepacki, Z., *Poliptymalna synteza samolotu wielocelowego*, Materiały XV Ogólnopolskiej Konferencji „Poliptymalizacja i Komputerowe Wspomaganie Projektowania”, MIELNO'97. str. 125-132, 1997.
- [18] Klepacki, Z., *Wybór najlepszego typu samolotu jako zagadnienie wielokryterialnego porządkowania zbioru dostępnych typów*. III Sympozjum Naukowe "Problemy techniczno-eksploatacyjne w kształceniu pilotów. Dęblin, 8-10.12.1999, t.1, z . 1, str. 139-148, 1999.
- [19] 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.
- [20] Klepacki, Z., *Zawężenie zbioru zadań w optymalizacji samolotu wielozadaniowego*, Materiały XVII Ogólnopolskiej Konferencji Polioptymalizacja I Komputerowe Wspomaganie Projektowania, Zeszyty Naukowe Wydż. Mechanicznego Politechniki Koszalińskiej, str. 121-129, Mielno, 1999.
- [21] Majka, A., *Dobór parametrów samolotu poprawiającego efektywność lotniczego przedsiębiorstwa transportowego*, III Międzynarodowa Konferencja Naukowa TiBRD'03, Katowice-Ustroń, 2003.

- [22] Majka, A., *Optymalizacja parametrów konstrukcyjnych oraz przewidywanych charakterystyk eksploatacyjnych lekkich samolotów transportowych*, Rozprawa doktorska, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów, 2000.
- [23] Kołpaczkijew, I. N., *Problemy korotkogo bzlieta samolieta*, Moskwa, Maszinostrojenie, 1978.
- [24] Kranz, O., *Konfigurationslegung von Verkehrsflugzeugen unter Berucksichtigung ihres Einzatzspektrum*, Berlin 1993.
- [25] Majka, A., *Dobór parametrów samolotu poprawiającego efektywność lotniczego przedsiębiorstwa transportowego*, III Międzynarodowa Konferencja Naukowa TiBRD'03, Katowice-Ustroń, 2003.
- [26] Majka, A., *Optymalizacja parametrów konstrukcyjnych oraz przewidywanych charakterystyk eksploatacyjnych lekkich samolotów transportowych*, Rozprawa doktorska, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów, 2000.
- [27] Pijawskij, C. A., Brusow, B. C., Chwiłon, E. A., *Optimizacija napamietrow mnogocieliewych apparatow*, Moskwa, Maszinostrojenie, 1974.
- [28] Raymer, D. P., *Aircraft Design. A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington, 1989.
- [29] Roskam, J., *Airplane Design*, Part I -VII, The University of Kansas, 1989.
- [30] Stinton, D., *Design of the Airplane*, Blackwell Science, 1983.
- [31] Stinton, D., *The Anathomy of the Airplane*, 1998.
- [32] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Kulwer Academic Publishers, Dordrecht/ Boston/ London 1982.
- [33] Torenbeek, E., *Fundamentals of Conceptual Design Optimization of Subsonic Transport Aircraft*, Delft, 1980.