

ZASTOSOWANIE OPTIMALIZACJI WIELOKRYTERIALNEJ DO DOBORU PODSTAWOWYCH PARAMETRÓW ŚMIGŁOWCA W FAZIE PROJEKTU KONCEPCYJNEGO

Tomasz GORECKI
Politechnika Lubelska

W publikacji podano przykład doboru podstawowych parametrów śmigłowca na etapie projektu koncepcyjnego wykorzystując procedurę optymalizacyjną losowej selekcji wartości parametrów w zadanych przez konstruktora granicach. Jako funkcję celu wytypowano osiągi śmigłowca na małych i dużych prędkościach oraz własności pilotażowe. Zmienne parametry dotyczą wielkości promienia łopaty wirnika, wypełnienia, prędkości kątowej wirnika oraz sprężystości mocowania łopat w przegubie poziomym.

1. OPTIMALIZACJA I SYSTEM PROJEKTOWANIA

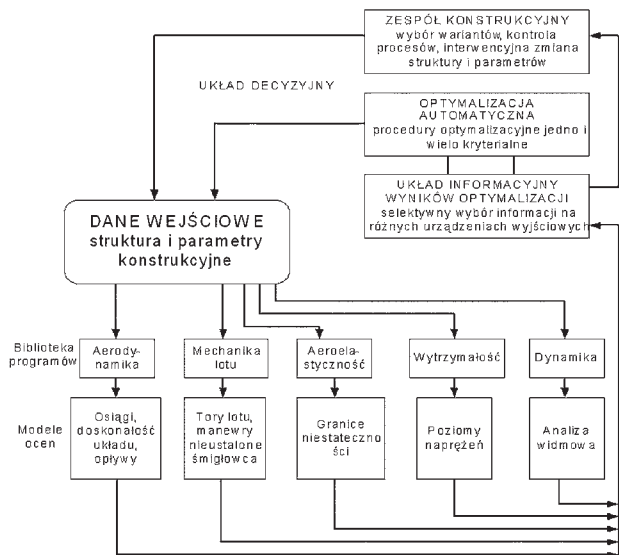
Optymalizacja projektowania śmigłowców rozpoczęła się w latach 1960 i 1970, nie była ona jednak rozwijana i wprowadzana do działającego w tamtych czasach systemu projektowania. Projektowano śmigłowce metodami tradycyjnymi, nawet w przodujących na świecie firmach śmigłowcowych, przy arbitralnym dobieraniu jego układu i wielkości parametrów przy kontrolnym przeliczaniu jego własności. Przyczyny można by upatrywać w niedostatecznym stopniu skomputeryzowania zakładów wytwarzających śmigłowce, w konserwatywnym i inercyjnym sposobie myślenia zespołów konstrukcyjnych, ale głównym powodem była niewspółmiernie wyższa skala trudności wprowadzania optymalizacji do projektowania śmigłowców niż w innych dziedzinach lotnictwa.

Trudności te wynikają ze złożoności zjawisk fizycznych zachodzących podczas lotu śmigłowca. Spowodowane są one wielofunkcyjnością jego głównych elementów (np. wirnik łączy funkcje wytwornicy sił ciągu i sterowania, pełni rolę akumulatora energii, a także stanowi najintensywniejsze źródło drgań), sprzężeniami o dużej intensywności zachodzącymi np. w układzie sterowania. Obserwuje się także silny wpływ tych samych parametrów konstrukcyjnych na różne własności, nakładanie się i przenikanie zjawisk o charakterze aeroelastycznym, dynamicznym oraz wynikającym z asymetrii konstrukcji o złożonej strukturze mechanicznej a także asymetrii trójwymiarowego opływu zaburzonego układem śladów wirowych.

Opóźnienie to wynika również z gwałtownego postępu w dziedzinie tworzenia nowych struktur śmigłowców, przy wykorzystaniu nowych materiałów trudnych do modelowania matematycznego, wyprzedzających niekiedy tempo budowy modeli obliczeniowych. Niemniej jednak, właśnie trudności arbitralnej oceny układu śmigłowca czy konieczność stosowania niezwykle kosztownej, eksperymentalnej metody prób i błędów oraz znaczne osiągnięcia w matematycznym opisie struktury i funkcjonowania śmigłowca sprawiły, że rozwój wspomaganego komputerowego procesu projektowania śmigłowców w kilku ostatnich latach stał się szczególnie intensywny.

W projektowaniu śmigłowców stosuje się kilka metod optymalizacyjnych. Jest to uwarunkowane tym iż sam proces obliczeniowy jest uzależniony od wielu parametrów jak i od wielofunkcyjności zagadnienia. Poniższy schemat przedstawia strukturę typowego procesu optymalizacji stosowanego w projektowaniu śmigłowców.

W poniższym schemacie można wyróżnić podstawowe elementy takie jak: biblioteka ocen właściwości śmigłowca w formie programów komputerowych, zestaw oprogramowania poszukującego ekstremum jednocelowych i wieloparametrowych oraz zbiór programów koordynujących dla optymalizacji wielokryterialnej. Sporządzenie takiej biblioteki, wykorzystującej wspólny bank danych i umożliwiającej wyprowadzenie wyników jako informacji wysoko selekcyjonowanych, pozwala konstruktorowi na efektywne korzystanie z systemu optymalizacji na każdym etapie procesu projektowania.



Rys. 1. Schemat systemu optymalnego projektowania śmigłowca

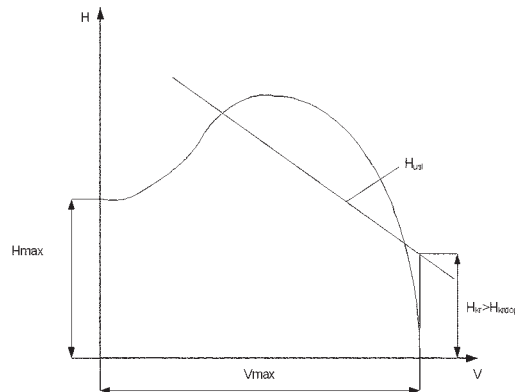
Na etapie projektu koncepcyjnego i wstępnego, największe znaczenie mają techniki optymalizacji wielokryterialnej i wieloparametrowej, w tej fazie bowiem podejmuje się podstawowe decyzje dotyczące struktury układu i doboru jej głównych parametrów (promienie wirników, wypełnienia, prędkości obrotowe, profile, masy itp.). Konieczność pogodzenia, niejednokrotnie sprzecznych wymagań (np. własności w pionie i w locie poziomym), wynikających ze sprzężenia zbioru parametrów konstrukcyjnych śmigłowca z jego różnymi własnościami, powoduje niezbędność prowadzenia jednoczesnych ocen różnych funkcji celu.

2. WŁASNOŚCI ŚMIGŁOWCA TRAKTOWANE JAKO FUNKCJE CELU

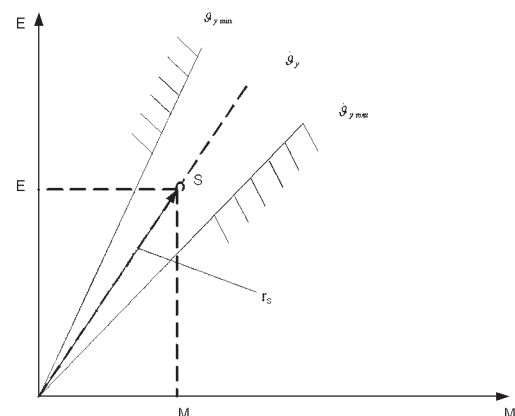
Jako podstawowe własności śmigłowca, wybrano:

- własności osiągowie przy małych prędkościach lotu reprezentowane przez pułap zawisu na mocy startowej H_0 albo prędkość pionowego wznoszenia w_0 albo prędkość wznoszenia przy prędkościach roboczych w_R najważniejszych przy pracach rolniczych lub podczas ewakuacji ratowniczych w akcjach w terenie zurbanizowanym,
- własności osiągowie przy dużych prędkościach lotu reprezentowane przez prędkość maksymalną na mocy nominalnej V_{max} , dla warunku aby przy tej prędkości wysokość lotu przy której następuje graniczna wielkość obszaru oderwania strug na łopatach wirnika była większa od założonej konstrukcyjnie wysokości $H_{kr} > H_{kr dop}$,
- własności pilotażowe gdzie na wykresie oceny sterowności – tłumienie ruchów kątowych śmigłowca w funkcji czułości sterowania $E(M)$, dla jednostkowego impulsu sterowania, maksymalizowana jest wielkość promienia sterowania $r_s = \sqrt{E^2 + M^2}$ a akceptowane są punkty $S(M,E)$ znajdujące się między granicznymi wielkościami prędkości przemieszczeń kątowych śmigłowca $\dot{\vartheta}_{min} < \dot{\vartheta} < \dot{\vartheta}_{max}$.

Własności osiągowie ocenia się zweryfikowanymi modelami obliczeń osiągow śmigłowca [2] i należą do klasycznych metod obliczeń. Ocenę własności pilotażowych przeprowadzono następująco.



Rys. 2. Własności osiągowie



Rys. 3. Własności pilotażowe

W badaniach procesów sterowania śmigłowcem wymaga się oceny sterowności w warunkach normalnych i granicznych, stateczności statycznej i dynamicznej, własności pilotażowych oraz szeregu pomocniczych zagadnień związanych ze sterowaniem, jak ocena kąta wyprzedzenia czy wpływu odkształcalności układu sterowania i łopat na własności śmigłowca. Rutynowe analizy sterowności, prowadzone według wymagań przepisów i według metod znanych w literaturze, są tylko, w miarę potrzeb, zasygnalizowane, a celem jest pokazanie możliwości, jakie daje technika wspomaganie modelami symulacyjnymi.

Podstawą oceny własności pilotażowych śmigłowca są wielkości momentu sterowania i tłumienia, w wyniku prędkości kątowych wywołanych obrotem śmigłowca względem osi poprzecznej, podłużnej i pionowej. Wielkości te ujęte są we współczynnikach równań ruchu śmigłowca dla obrotu względem wspomnianych osi. Przykładowo dla kierunku pochylania (dla pozostałych kanałów sterowania – podobnie) będzie to równanie o postaci:

$$I_y \ddot{\vartheta} - M_J \dot{\vartheta} = M_y \delta_y \quad (1)$$

gdzie dla kierunku pochylania:

- I_y – moment bezwładności kadłuba,
- J – przemieszczenie kątowe kadłuba,
- M_J – moment tłumienia od wirnika, powstały w wyniku prędkości kątowej kadłuba $\omega_v = \dot{\vartheta}$,
- $M_y d_y$ – moment akcyjny wywołany przemieszczeniem drążka o wielkość δ_y .

Momenty akcyjne i tłumienia wirnika wywołane są odchyleniem wektora ciągu od środka masy (wielkość dominująca w przypadku wirników przegubowych) i momentem gnącym głowicę – wynikającym z rozstawu przegubów poziomych oraz ze skutków sprężystego mocowania łopat i ich odkształceń giętych w płaszczyźnie ciągu.

Po podzieleniu obu stron równania (1) przez I_y i dla jednostkowego impulsu sterowania otrzymuje się postać równania typową dla interpretacji kryteriów własności pilotażowych:

$$\ddot{\vartheta} - \bar{E}_y \dot{\vartheta} = \bar{M}_y \quad (2)$$

gdzie

$$\bar{E}_y = M_{\dot{\vartheta}} / I_y \quad \text{– względna wielkość tłumienia ruchu na kierunku pochylenia,}$$

$$\bar{M}_y = M_y \delta_y / I_y \quad (\text{dla } \delta = 1) \text{– względna wielkość jednostkowego impulsu pochylenia.}$$

Wielkości te, dla wirników o sztywnych łopatach zawieszonych przegubowo lub sprężysto, można względnie łatwo i z dostatecznym przybliżeniem ocenić, stosując model łopaty zastępczej. Dla wirników bezprzegubowych i aeroelastycznych, wskazane jest obliczanie tych momentów według ścisłych modeli.

Sterowność na kierunku pochylenia i przechylenia

Stosowanie sprężystego mocowania łopat i/lub rozstawu przegubów poziomych, zwłaszcza o dużych wielkościach, może wywoływać niekorzystne zjawiska takie jak: niestabilność lotów przy dużych prędkościach, wzrost drgań śmigłowca ze względu na wzbudzenie układu okresowo zmiennymi momentami gnącymi piastę, nadmierną czułość sterowania, pojawiające się sprzężenia ruchów łopaty w płaszczyźnie ciągu, obrotów i skręcenia (flap-lag-torsion), mogące wywołać niestabilność aeroelastyczną zwaną „flat-terem cięciwowym”. Dlatego też konstruktorzy starają się projektować wirniki tak, aby korzyści płynące z wprowadzenia momentu sterowania w głowicę przeważały nad wadami, co na ogół prowadzi do wprowadzania minimalnie niezbędnych sprężystości mocowania łopat (a tym samym ekwiwalentnych odległości przegubu poziomego). Drugim z kryteriów doboru wielkości sprężystości mocowania łopat jest jej wpływ na własności pilotażowe. Na wykresie wiążącym moment sterowania i tłumienie ruchów kątowych, przy naniesionych granicach – kryterium, można określić obszary optymalne, w których powinien znaleźć się projektowany śmigłowiec, aby podczas wykonywania manewrów jego pilotaż nie sprawiał trudności (rys. 7, 11, 15, 19). Momenty sterowania i tłumienia ruchów kątowych dla tego kryterium wyznacza się dla jednostkowego przemieszczenia sterownic (np. o 1 cal lub mm).

Interesujący jest przykład zmian własności pilotażowych śmigłowca Bo-105, który latał początkowo wyposażony w wirnik przegubowy, następnie bezprzegubowy.

W celu zmniejszenia zbyt dużej czułości sterowania po zamontowaniu wirnika bezprzegubowego zmniejszono przełożenie sterownia wprowadzając w ten sposób śmigłowiec w obszar optymalnych własności pilotażowych.

3. PRZYKŁADOWA ILUSTRACJA PROCESU OPTIMALIZACJI KONCEPCYJNEGO PROJEKTU ŚMIGŁOWCA

Poniżej przedstawiono dane wejściowe do procesu optymalizacji.

Jako funkcje celu maksymalizowane są funkcje – prędkość maksymalna na mocy nominalnej – V_{max} , prędkość wznoszenia przy prędkościach roboczych w_R , własności pilotażowe na kierunku pochylenia (na wykresie oceny sterowności maksymalizowana jest wielkość promienia sterowania r_s a akceptowane są punkty $S(M_y, E_y)$ znajdujące się między granicami prędkości pochylenia ($\dot{\vartheta}_{y \min} < \dot{\vartheta}_y < \dot{\vartheta}_{y \max}$), masa śmigłowca oraz pułap zawisu H_{0max} . Warunek ograniczeń w formie nierówności dotyczy pułapu oderwania przy prędkości maksymalnej $H_{kr} > H_{krdop}$.

Dla każdej funkcji-kryterium przypisane są wagi od 1÷10 zwiększające subiektywną istotność wyboru kolejnych wariantów założoną przez prowadzącego proces.

Zmieniane w procesie optymalizacji parametry śmigłowca obejmują: liczbę łopat, prędkości końca łopat, cięciwę łopaty na $0.7R$, promień łopaty, masę śmigłowca, sprężystość mocowania łopaty i przełożenie między przemieszczeniem rękojeści drążka sterowego a przemieszczeniem kątowym tarczy sterującej. Dla każdego parametru trzeba założyć dopuszczalne granice ich zmienności według oceny konstruktora.

Sterowanie procesem polega na doborze: kroku zakresu zmienności parametrów, liczby losowań i doborze początkowej liczby generatora liczb losowych.

W czasie losowego doboru zmiany parametrów śmigłowca w założonych granicach z założonym krokiem zmian oblicza się własności śmigłowca i przypisuje się wypadkowej funkcji celu sumę ważoną pojedynczych funkcji celu. Pomijane są te wybory, które nie spełniają wymagań zadanych w formie nierówności oraz te których funkcje celu w bieżącym cyklu mają mniejszą wartość niż w poprzednim.

Przykładowe dane wprowadzone do procesu optymalizacji

- 10 – waga dla prędkości maksymalnej
- 1 – waga dla pułapu zawisu
- 1 – waga dla ciężaru śmigłowca
- 1 – waga dla prędkości wznoszenia
- 1 – waga dla promienia sterowania
- 11 – wartość początkowa generatora liczb losowych
- .05,25000 – krok przeszukiwania obszaru zmienności parametrów i liczba losowań generatora
- 7.0,8.0 – granice przedziału zmienności promienia wirnika
- .40, .50 – granice przedziału zmienności cięciwy wirnika
- 4,7 – granice przedziału zmienności liczby łopat wirnika
- 170,230 – granice przedziału zmienności prędkości końca łopaty wirnika
- 5900,7000 – granice przedziału zmienności ciężaru śmigłowca
- 0, .100000 – granice przedziału zmienności sztywności w przegubie poziomym

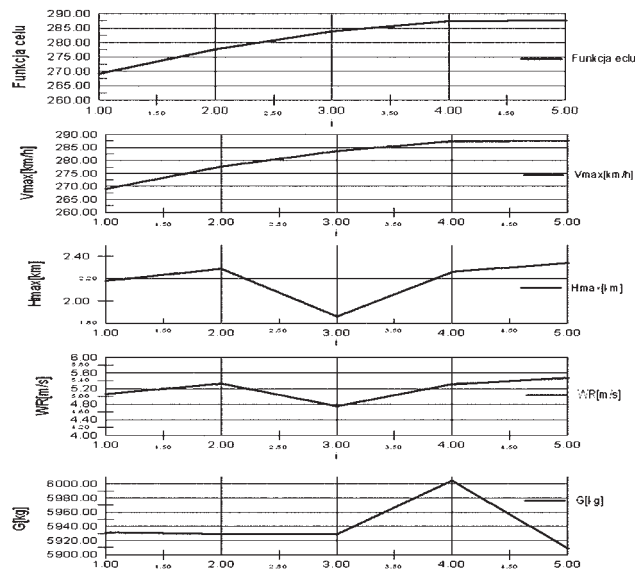
- 0,1.0 – granice przedziału zmienności przełożenia sterowania FX (przechyłanie)
- 0,1.0 – granice przedziału zmienności przełożenia sterowania FY (pochyłanie).

Wykaz oznaczeń na wykresach uzyskanych w wyniku obliczeń osiągow śmigłowca:

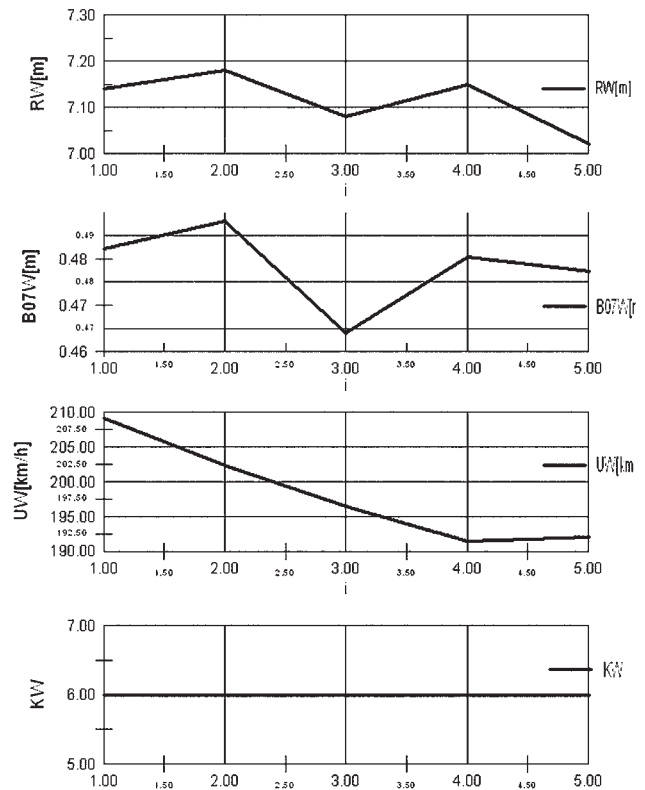
- $B07W$ – cięciwa na $0,7R$ [m]
- G – masa śmigłowca [kg]
- H_{MAX} – maksymalna wysokość lotu [km]
- KW – liczba łopat
- RW – promień wirnika nośnego [m]
- UW – prędkość końca łopaty [km/h]
- V_{min} – minimalna prędkość lotu [km/h]
- V_{max} – maksymalna prędkość lotu [km/h]
- V_{wmax} – pozioma prędkość śmigłowca, przy której uzyskuje się największe wznoszenie [km/h]
- w_{max} – maksymalna prędkość pionowego wznoszenia [m/s]
- V_p – prędkość przelotowa [km/h]
- w_0 – maksymalna prędkość pionowego wznoszenia bez wpływu ziemi [m/s]
- V_{Mkr} – prędkość śmigłowca, przy której na końcu łopaty nacierającej osiąga się krytyczną liczbę Macha [km/h]

4. PRZYKŁADOWE OBLICZENIA OPTIMALIZACYJNE DLA ŚMIGŁOWCA KLASY PZL SOKÓŁ

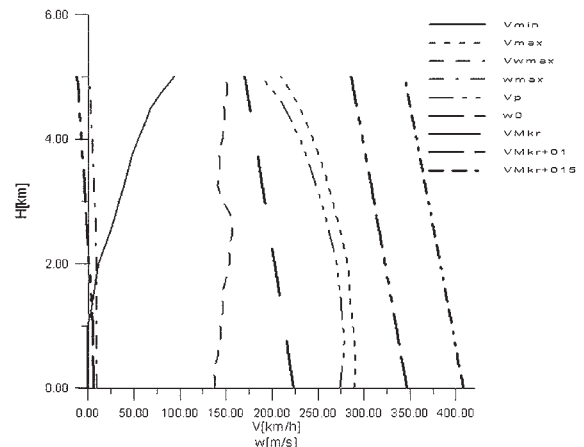
Dobór parametrów dla maksymalizacji prędkości maksymalnej V_{max}



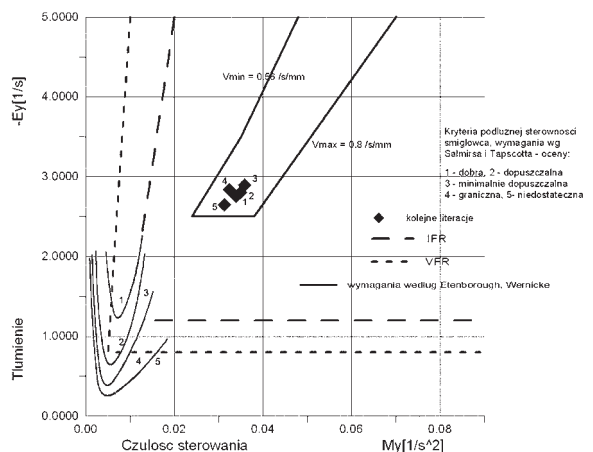
Rys. 4. Wartości własności dla maksymalizacji prędkości maksymalnej V_{max}



Rys. 5. Wartości parametrów dla maksymalizacji prędkości maksymalnej V_{max}

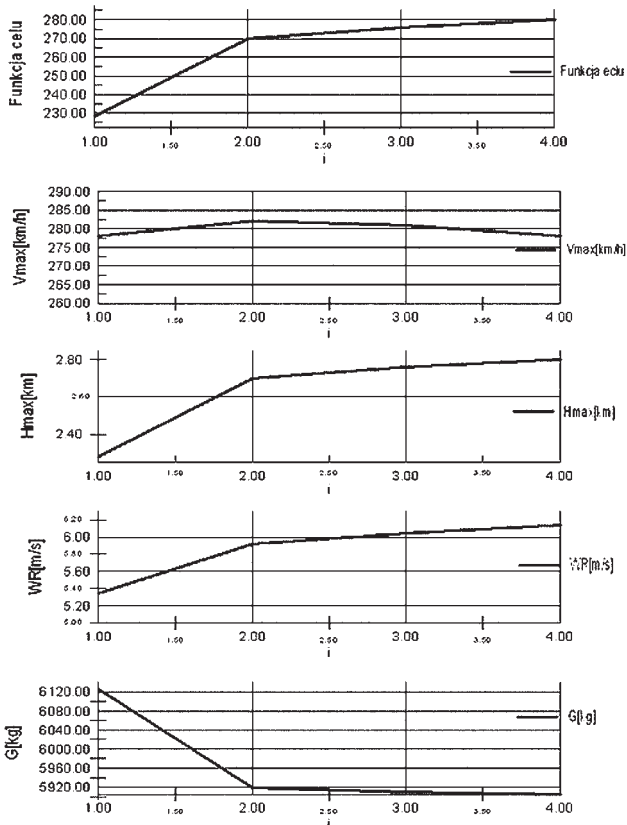


Rys. 6. Osiągi dla najlepszych parametrów powyższego procesu optymalizacji V_{max}

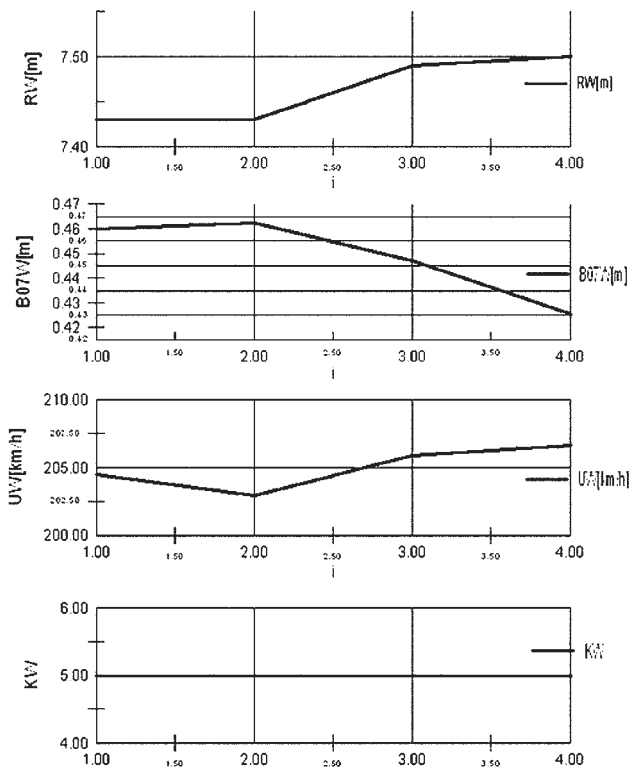


Rys. 7. Własności pilotażowe śmigłowca dla pierwszej serii optymalizacyjnej V_{max}

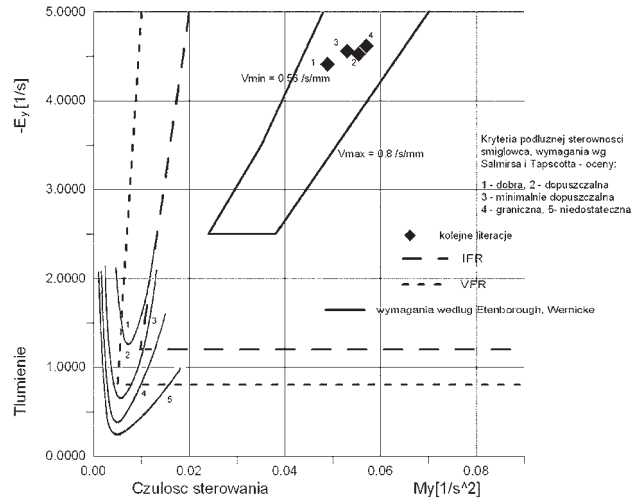
Dobór parametrów dla maksymalizacji pułapu zawisu
 H_{max}



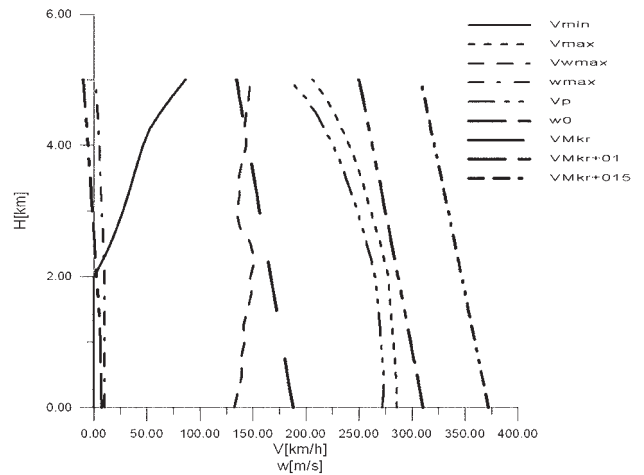
Rys. 8. Wartości własności dla maksymalizacji pułapu zawisu
 H_{max}



Rys. 9. Wartości parametrów dla maksymalizacji pułapu zawisu
 H_{max}

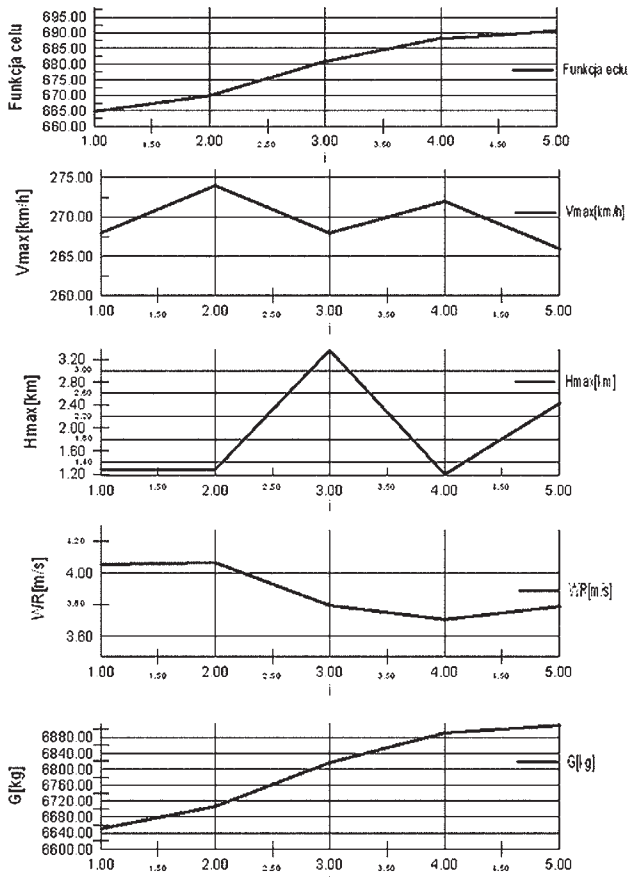


Rys. 10. Własności pilotażowe śmigłowca dla drugiej serii optymalizacyjnej H_{max}

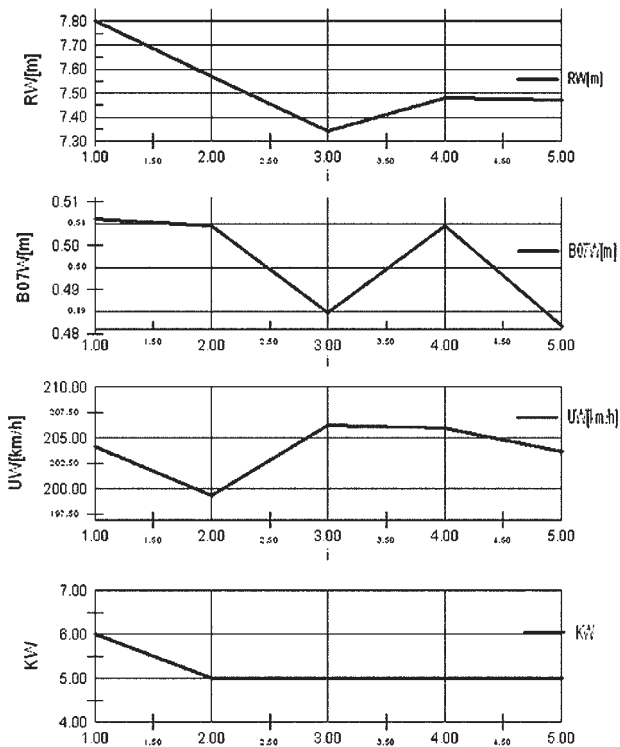


Rys. 11. Osiągi dla najlepszych parametrów powyższego procesu optymalizacji H_{max}

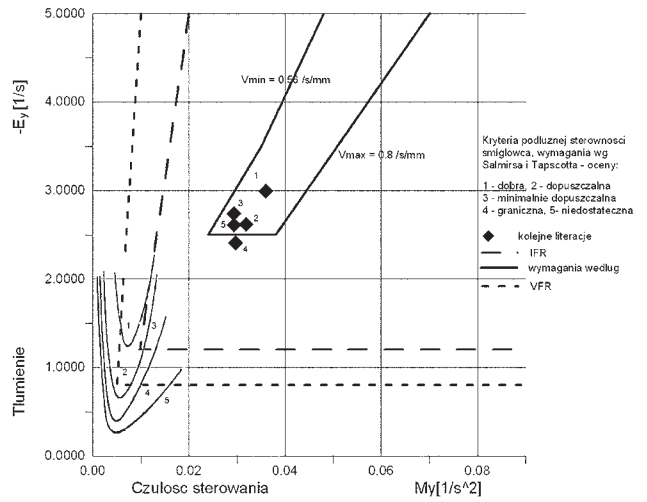
Dobór parametrów dla maksymalizacji masy śmigłowca G.



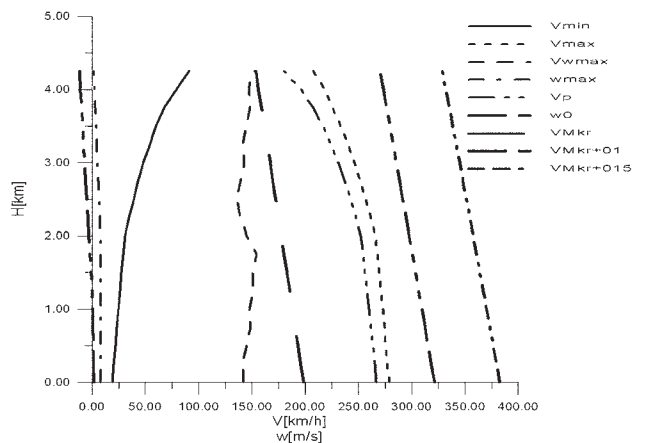
Rys. 12. Wartości własności dla maksymalizacji masy śmigłowca G



Rys. 13. Wartości parametrów dla maksymalizacji masy śmigłowca G

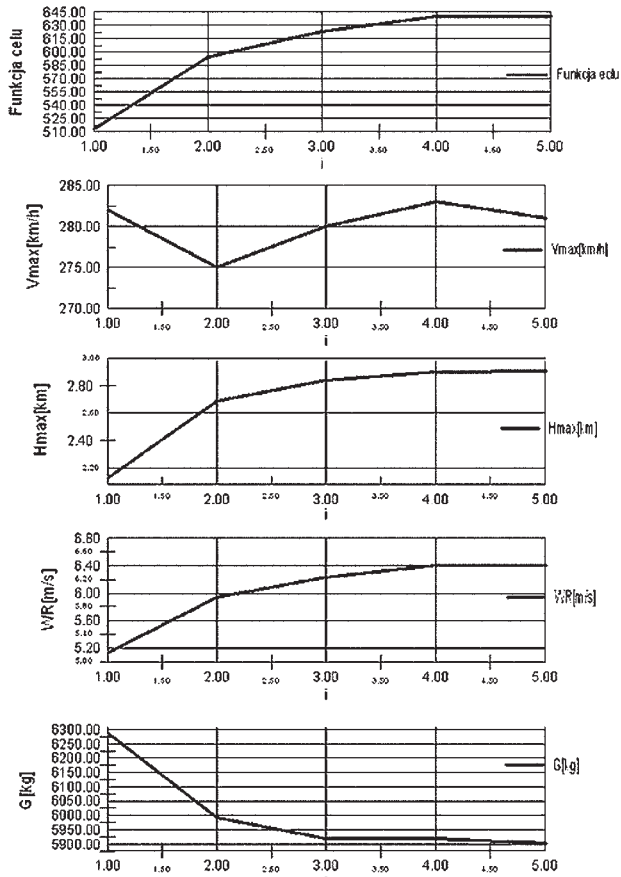


Rys. 14. Własności pilotażowe śmigłowca dla drugiej serii optymalizacyjnej G

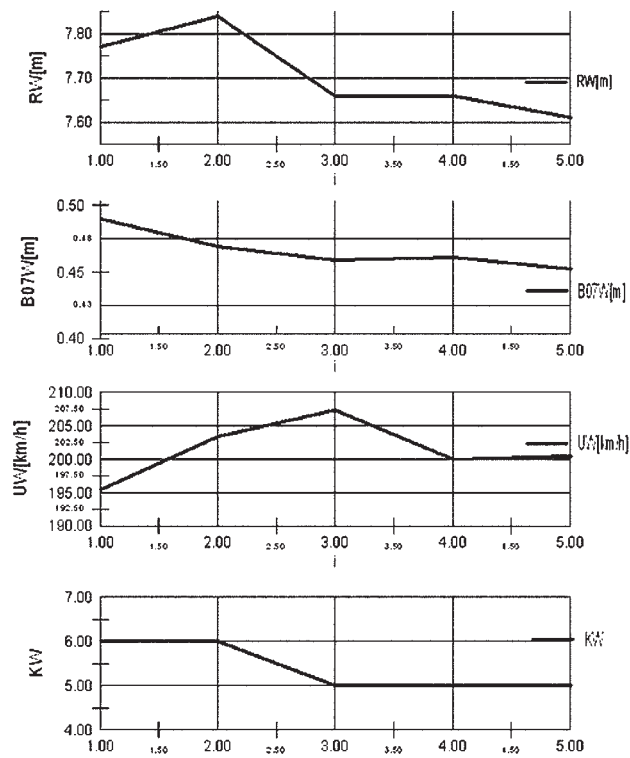


Rys. 15. Osiągi dla najlepszych parametrów powyższego procesu optymalizacji G

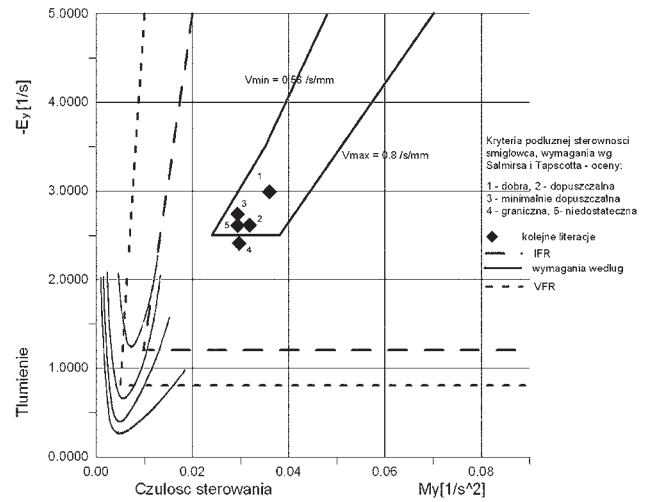
Dobór parametrów dla maksymalizacji prędkości pionowego wznoszenia w .



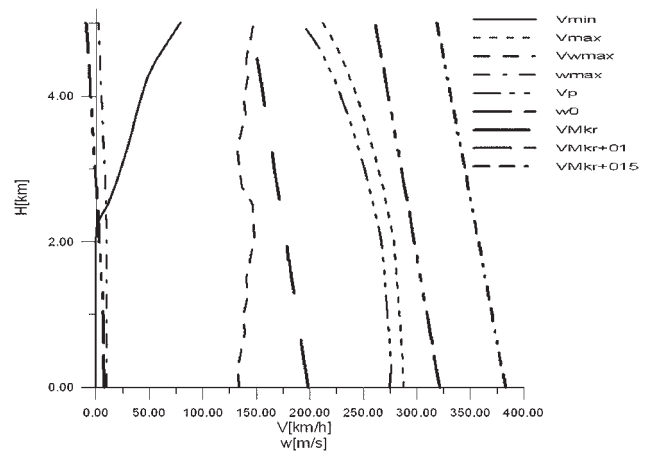
Rys. 16. Wartości własności dla maksymalizacji prędkości pionowego wznoszenia w



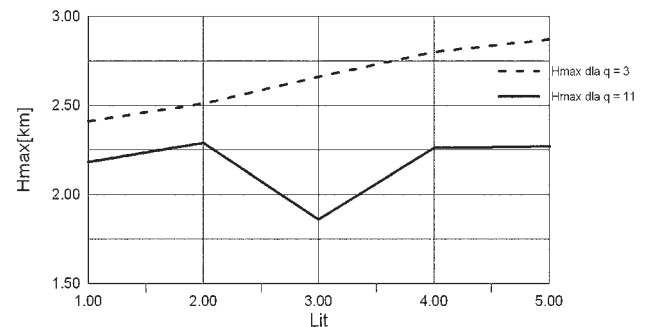
Rys. 17. Wartości parametrów dla maksymalizacji prędkości pionowego wznoszenia w



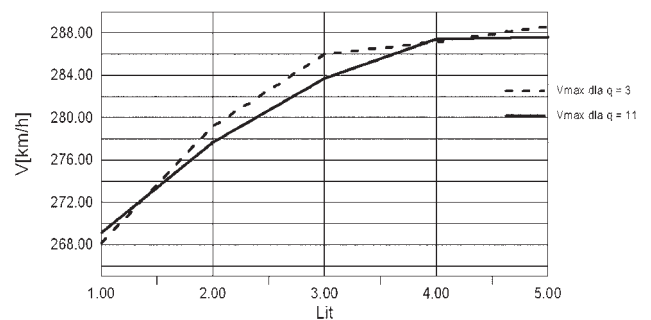
Rys. 18. Własności pilotażowe śmigłowca dla czwartej serii optymalizacyjnej w



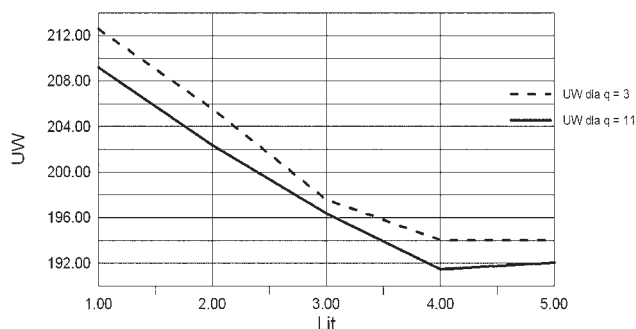
Rys. 19. Osiągi dla najlepszych parametrów powyższego procesu optymalizacji w



Rys. 20. Porównanie wartości podstawowych osiągnięć przy zmianie generatora liczb losowań q dla cyklu V_{max}



Rys. 21. Porównanie wartości podstawowych osiągnięć przy zmianie generatora liczb losowań q dla cyklu V_{max}



Rys. 22. Porównanie wartości podstawowych osiągow przy zmianie generatora liczb losowań q dla cyklu V_{max}

Powyższe wykresy obrazują wpływ wartości początkowej generatora liczb losowych q na wartości podstawowych osiągow śmigłowca. Na wykresach porównano wartości kolejno dla wysokości maksymalnej H_{max} , prędkości maksymalnej V oraz UW prędkość końca łopaty.

5. WNIOSKI

Proces optymalizacji jest wielkim ułatwieniem dla konstruktora na etapie pierwszych decyzji konstrukcyjnych. Za pomocą metod numerycznych można określić mocne i słabe strony w przyszłości produkowanej konstrukcji, a także pozwala na wczesną weryfikację projektu. Dzięki takim metodom zespół konstruktorski może zyskać czas jaki potrzebny jest na stworzenie właściwej propozycji konstrukcyjnej i zmniejszyć koszty projektowania. Wyprzedzające analizy tego typu umożliwiają wytworzenie konstrukcji konkurencyjnej rynkowo a ponadto zaprojektowanie już na tym etapie wersji rozwojowych śmigłowca. Zastosowane oprogramowanie optymalizacyjne, pozwala na dobór parametrów wirnika nośnego w taki sposób aby uzyskać kompromis między maksymalizacją różnego rodzaju własności śmigłowca. Można też zaproponować zespołowi konstrukcyjnemu pewną niewielką grupę najlepszych rozwiązań, spełniających wymagania postawione w procesie sterowania doбором parametrów wirnika. Ostateczna decyzja podejmowana jest zawsze subiektywnie przez zespół projektujący ale unika się nadmiaru informacji po wstępnej selekcji kolejnych wersji projektu.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Szumański K.: *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1997.
- [2] Szumański K.: *Iteracyjna metoda wyznaczania charakterystyk lotnych i osiągow śmigłowców jednowirnikowych*. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa 1970.
- [3] Szumański K.: *Zastosowanie numerycznego procesu optymalizacji w projektowaniu śmigłowców*. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa 1974.
- [4] Szabelski K.: *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1995.

- [5] Brusow W.: *Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1996.
- [6] Stępniewski W. Z.: *Multivariable search and its application to aircraft helicopter rotor control system dynamic response*. NASA. January 1975.
- [7] Nykowski I., Żółkiewski Z.: *Problem optymalizacji wektorowej z ułamkowymi funkcjami celu*.
- [8] Ameljańczuk A.: *Rozwiązania kompromisowe zadań optymalizacji z wieloma celami*.
- [9] Tarnowski W.: *Struktura procesu wyboru w projektowaniu technicznym*.
- [10] Ogryczek W.: *Metoda podziału i ograniczeń w programowaniu wielokryterialnym*. Uniwersytet Warszawski. Warszawa 1983.
- [11] Sieniutycz S.: *Praktyka obliczeń optymalizacyjnych*. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa 1982.

T. Gorecki

APPLICATION OF MULTICRITERIA OPTIMISATION TO SELECTION OF HELICOPTER BASIC PARAMETERS IN THE PERIOD OF CONCEPT PROJECT

Summary

In publication is given the example of basic parameters of helicopter selection on the stage of concept project utilizing the optimization procedure of a random selection of the values of parameters in the borders inflicted through the designer. As the target function the performance of helicopter on low and high speeds was chosen and its pilotage properties. The variable parameters refer to the dimension of the rotor blade radius, the rotor solidity ratio, of the angular rotor speed and resilience of mounted blades in the horizontal hinge.

T. Горечки

ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМАЛИЗАЦИИ ПРИ ВЫБОРЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА В КОНЦЕПЦИОННОЙ ФАЗЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Резюме

В публикации представлен пример подбора основных параметров вертолета в концепционной фазе проектирования, используя оптимизационную процедуру лотерейной секвенции стоимости параметров в заданных конструктором границах. Как функцию цели выбрано технические характеристики вертолета при больших и малых скоростях и летные характеристики. Изменяющиеся параметры относятся к радиусу лопастей ротора, заполнения, угловой скорости ротора и упругости закрепления лопастей горизонтальном шарнире.